国防科技名词大典

航 天

国防科技名词大典

ISBN 7-80134-858-3
9 787801 348586 >

内容提要

《国防科技名词大典》是我国第一部集国防科技工业各领域专业名词术语于一体的大型专业工具书，包括综合、核能、航天、航空、船舶、兵器、电子等7卷。全书共收词20000余条，彩色图表6000余幅，近1200万字。它是为适应我国国防科技工业发展的需要，由政府组织、行业支持、专家参与的大型系统工程，是国内外国防科技名词术语的积累与总结，是广大专家学者集体智慧的结晶。

航天卷是其中一卷，主要收录航天行业的科技名词术语，并附有航天科技大事记。本卷共分15大类，收词近3000条，彩色图表近1000幅，约186万字，适合国防科技工业、军队有关单位和其他相关行业的科技、管理人员及院校师生使用。

图书在版编目(CIP)数据

国防科技名词大典．航天／栾恩杰总主编；李双庆分卷主编．—北京：航空工业出版社：兵器工业出版社：原子能出版社，2002.1
ISBN 7-80134-858-3

Ⅰ．国… Ⅱ．①栾…②李… Ⅲ．①国防—科学技术—名词术语—词典②航天—科学技术—名词术语—词典 Ⅳ．TJ-61

中国版本图书馆CIP数据核字(2001)第030681号

责任编辑：张会庭　吴　文　陈东晓　封面设计：麦醒媛

航空工业出版社
兵器工业出版社　出版发行
原子能出版社

深圳利丰雅高印刷有限公司印刷　全国各地新华书店经售
2002年1月第1版　2002年1月第1次印刷
开本：889×1194 1/16　印张：41　字数：1862千字
印数：1–3000　定价：360.00元

ISBN 7-80134-858-3
V·089

《国防科技名词大典》

总编委会

《国防科技名词大典》

航天卷编委会

序

在21世纪到来之际，由国防科学技术工业委员会组织编撰的《国防科技名词大典》与读者见面了。

半个世纪以来，我国的国防科技工业经过数代科技工作者和广大职工的艰苦努力，不断发展壮大，为增强国防实力、建立现代工业和发展国民经济做出了重大的贡献。

21世纪将是中国人民创造辉煌时代的新时期。实施科教兴国战略，实现科技强国、科技强军的目标，我们任重道远。20世纪下半叶以来，科学技术突飞猛进，新概念、新成就、新技术、新方法层出不穷。在这种情况下，加强技术基础建设，为今后技术创新、学术和技术交流与合作创造更好的条件，是一项重要任务。组织专家对国防科技名词术语进行深入分析、研究，统一称谓，逐步实现通用名词术语标准化、规范化，是一项重要的基础性工作。《国防科技名词大典》的编撰和出版，正是适应了这种需要。这部辞书的编辑出版，为国防科技工业的持续发展和不断创新奠定了新的基础。

建国50多年来，我国国防科技工业系统出版了许多工具书，对提高科技水平、培养人才起到了重要作用。但是还没有一部比较完整的、包括所有相关领域的综合性辞书。现在出版的《国防科技名词大典》，具有权威性、系统性、实用性的特点，填补了这项空白。这部《国防科技名词大典》由7卷组成，分为综合卷和各专业卷，把综合性、通用性、基础性的词汇集中在综合卷，专业性较强的词汇则收录在各专业卷。在编撰过程中，既考虑到各专业相互之间的联系，减少重复，又保持了各卷的相对完整性。近年来，随着科学技术的发展，出现了大量的新词汇。本辞书收录了相当多的新词，经过专家们认真而严谨的斟酌、推敲，给这些新词以科学的命名和定义，使这部辞书具有了新颖性。国防科学技术工业委员会在短短两年的时间里，组织和聘请了3000多位包括两院院士在内的知名专家参与编撰工作，采取超常工作模式，出色地完成了这一浩繁工程。由于出版技术水平的提高，这部辞书一改“白纸黑

字”的传统印刷方式，采用电脑制作、彩色印刷，达到了以文为主、图文并茂的效果，做到了内容与形式的统一。我们有理由期望，这部《国防科技名词大典》的出版，对促进我国国防科技工业的迅速发展和科技水平的不断提高，将发挥重要的作用。

宋健

2001年12月16日

前　言

为了适应新世纪我国国防科技工业发展的需要，国防科学技术工业委员会在世纪之交，组织国内3000多位从事国防科技工作的专家学者，在短短两年时间内，编撰出版了这部《国防科技名词大典》(以下简称《大典》)。

这部《大典》是在对国防科技名词术语进行搜集、筛选、分析、研究的基础上编撰而成的，《大典》力求定义准确、概念清晰，具有标准化和规范化的功能。在编撰、审订过程中，《大典》总编委会按照“求新、求精、优质、高效”的原则，广泛动员国防科技工业系统的专家学者，精选词条，仔细推敲，严格把关。在编辑、出版过程中，各单位通过周密计划，精心组织，实施“过程跟踪，节点控制，里程碑考核”，完成了这部大型工具书的出版工作，其效率之高，在我国科技辞书的出版史上是不多见的。

《大典》是我国第一部集国防科技工业各领域专业名词术语于一体的大型专业工具书，具有权威性、系统性、实用性的特点。它的出版凝聚了我国国防科技工业众多专家学者的集体智慧，是国防科技工业技术基础工作的一项重要成果，必将推动我国国防科技工业在新世纪更快地发展。

这部《大典》共收词20000余条，彩色图表6000余幅，近1200万字，分为综合、核能、航天、航空、船舶、兵器、电子等7卷。综合卷主要包括国防科技综合性、通用性、基础性的词汇，同时附有全书的总索引；核能、航天、航空、船舶、兵器5个专业卷收录的主要是具有各行业特色的科技词汇；电子卷收录的主要是电子行业的基础性词汇，其他行业电子词汇则收录在相应专业卷中。各卷都附有相关的科技大事记。这部《大典》言简意赅、图文并茂、印装精美、用途广泛。

愿《大典》成为您工作中的良师益友。

刘积斌

2001年12月8日

凡　例

一、编排

1．本书按国防科技门类分卷出版。全书共分为综合、核能、航天、航空、船舶、兵器和电子等7卷。其中综合卷包括国防科技综合性、通用性、基础性的词汇以及全书的总索引。

2．各卷按条目名称的拼音字母顺序排列。第一字同音时，按阴平、阳平、上声、去声的声调顺序排列；同音、同调时，按笔画多少和笔顺排列。第一字的音、调、笔画、笔顺均相同时，按第二字的音、调、笔画、笔顺排列，依此类推。

3．非汉字开头的条目，凡以拉丁字母开头的，排在汉语拼音相应字母的开头位置；以其他符号开头的，按习惯发音在汉语拼音中的相应位置排列。

4．为便于读者按知识体系检索，各卷正文之前均列有本卷全部条目的分类目录，其中加[ ]的表示分类名称。第一级表示大类，第二级表示小类，第三级表示条目。条目之间不再分级。例如：

[航天综合术语]

[航天运载器]

火箭

火箭飞行原理

5．各卷中没有重复条目，即一个条目只有一个释文。

6．各卷之间的条目尽量不重复。为了保持各卷的结构完整性，对共用条目分别在不同卷的分类目录中列出，释文只在一卷中给出，其他卷见该卷释文。例如："隐身技术"，分别在航天卷、综合卷分类目录中列出，释文在综合卷中给出，航天卷见综合卷。少量名称相同，内容不完全相同的条目，则在不同卷中分别给出释文。例如："摩擦感度"，在航天卷与兵器卷中分别给出释文。

7．各卷科技大事记分为国内部分和国外部分，分别按时间顺序排列。

二、条目名称

8．条目名称通常是词或词组，例如："太空"、"导弹武器系统总体设计"。

9．条目名称上方加注汉语拼音，条目名称中的非汉字部分，在汉语拼音中直接写非汉字符号，条目名称的标点符号在汉语拼音中省略。条目名称后附有条目外文名称。例如：

hangtianqi

航天器　spacecraft

三、释文

10．条目释文力求使用规范的现代汉语，释文开始不重复条目名称，有别称时一般先写别称。

11．本书条目一般不设层次标题，较长的释文分段叙述。

12．一个条目的内容涉及其他条目并需要其他条目的释文加以补充，采用"参见"的方式。被"参见"的条目名称用楷体标出。例如："液体推进剂火箭……。参见*液体推进剂火箭发动机*"。

13．仅设条目名称、没有释文的条目，采用"见"的方式查阅相应条目的释文。被"见"的条目在本卷的，在"见"的条目名称后用楷体注明被"见"条目的名称。例如：

guodu guidao

过渡轨道　transfer orbit　见*转移轨道*。

被“见”的条目在其他卷的，在“见”的条目名称后注明被“见”的条目所在的卷名。例如：

shouming zhouqi feiyong

寿命周期费用 life cycle cost (LCC) 见综合卷。

14．条目释文中出现的外国人名、地名、组织机构和产品型号名称，一般不附原文。

15．在每个条目释文之后，均注明撰写、修订、审订者的姓名。

四、图表

16．本书在条目释文中配有必要的图表，力求图文并茂，便于读者理解。

17．在同一条目中，若图（或表）为一幅时，不标图（或表）序，只标图（或表）题。若图（或表）超出一幅时，则分别编上序号，标在图（或表）题之前。

五、索引

18．各卷文前有分类目录，文后有条目外文索引。条目外文索引按拉丁字母顺序排列。

19．综合卷书后附有全书的总索引，按汉语拼音的字母顺序排列。名称相同的条目在不同卷中有不同释文时，分别标出其在各卷的页码。名称相同的条目只在一卷有释文时，只标出有释文的卷名和页码。

六、参考文献

20．本书在条目后面不附参考文献，各卷在书后集中列出本卷所参阅的参考文献。

七、其他

21．本书所用条目名称，以国家自然科学名词审定委员会公布的为准，未经审定和统一的，从习惯。

22．本书所用汉字，以国家语言文字工作委员会1986年10月重新发表的《简化字总表》为准。

23．本书所用的标点符号，以《中华人民共和国国家标准》GB/ T 15834 —1995为准。

24．本书所用数字，以《中华人民共和国国家标准》GB/T 15835—1995为准，但不进行数字分节。

25．本书所用的量和单位，以《中华人民共和国国家标准》GB 3100～3102—93为准。

目 录

序

前言

凡例 ……(Ⅰ)

分类目录 ……(1)

航天综合术语 ……(1)

总体与系统设计 ……(3)

推进技术与发动机 ……(5)

制导与控制 ……(6)

弹头与战斗部 ……(8)

航天器有效载荷及机电系统 ……(9)

生命保障系统与航天医学 ……(10)

航天器轨道动作与返回技术 ……(12)

空间科学 ……(12)

航天武器突防与防御 ……(13)

航天技术应用 ……(14)

发射与地面保障设备 ……(16)

试验与测控 ……(17)

电子与信息技术 ……(18)

推进剂与航天材料 ……(20)

正文 ……(1～584)

航天科技大事记 ……(585)

条目外文索引(INDEX OF ARTICLES) ……(595)

参考文献 ……(617)

后记 ……(619)

分 类 目 录

[航天综合术语]
[一般通用概念]
太空 ……426
空间 ……298
近地空间 ……277
深空 ……403
航天 ……199
宇宙航行 ……522
齐奥尔科夫斯基公式 ……363
第一宇宙速度 ……99
第二宇宙速度 ……99
第三宇宙速度 ……99
逃逸速度 ……436
航天学 ……225
航天技术 ……207
空间技术 ……307
航天工业 ……205
航天工程 ……205
航天系统 ……223
航天系统工程 ……223
航天任务 ……221
军事航天 ……286
民用航天 ……341
载人航天 ……537
载人航天工程 ……538
航天运输 ……230
星际航行 ……495
航天产业政策 ……201
航天技术政策 ……207
航天发展战略 ……202
航天科技工业发展计划 ……208
航天国际合作 ……206
航天发射市场 ……202
航天型号 ……223
航天型号研制 ……224
中国航天型号产品研制程序 ……561
航天技术预先研究 ……207
方案阶段 ……143
初样阶段 ……33
试样阶段 ……412
正样阶段 ……554
定型阶段 ……113
设计定型试验 ……400
生产定型试验 ……404
航天型号批生产 ……224
航天型号改进改型 ……224
航天行业标准 ……206
飞行可靠性 ……151
载人飞船安全性 ……536
质量问题归零 ……560
平均故障间隔时间 ……360
平均修理时间 ……360
发射成功率 ……131
发射窗口 ……131
分系统 ……155
分系统试验 ……155
系统测试程序 ……487
航天员舱外活动 ……227
在轨操作 ……535
空间维修和维护 ……312
寿命周期 ……413
天战 ……441
国际空间年 ……190
世界空间周 ……411
《美苏关于限制反弹道导弹系统条约》 ……338
《美苏关于消除两国中程和中短程导弹条约》 ……339
《导弹技术控制制度》 ……68
空间法 ……300
《外空条约》 ……457
《营救协定》 ……517
《登记公约》 ……85
《责任公约》 ……540
《月球协定》 ……528
航天 CIMS 工程 ……200
空间碎片 ……310
航天保险 ……200
[航天运载器]
火箭 ……245
火箭飞行原理 ……249
火箭系统 ……251
火箭分系统 ……249
火箭设计 ……249
火箭试验 ……250
火箭制造 ……251
单级火箭 ……46
多级火箭 ……120
航天运载器 ……231
运载火箭 ……530
多级运载火箭 ……120
串联式运载火箭 ……35
捆绑式运载火箭 ……322
一次性使用运载火箭 ……514
低轨卫星运载火箭 ……87
极轨卫星运载火箭 ……262
地球同步轨道卫星运载火箭 ……96
空中发射运载火箭 ……320
系列运载火箭 ……486
“长征”系列运载火箭 ……26
“质子号”系列运载火箭 ……560
“联盟号”系列运载火箭 ……331
“大力神”系列运载火箭 ……41
“德尔它”系列运载火箭 ……85
“宇宙神”系列运载火箭 ……522
H 系列运载火箭 ……196
“阿里安”系列运载火箭 ……1
完全重复使用运载器 ……458
部分重复使用运载器 ……16
航天运输系统 ……230
空天飞机 ……319
航天飞机 ……203
载人飞船 ……536
货运飞船 ……254
垂直起飞单级入轨飞行器 ……37
探空火箭 ……434
无控火箭 ……483
气象火箭 ……367
生物火箭 ……406
微重力火箭 ……463
化学火箭 ……240
固体推进剂火箭 ……179
液体推进剂火箭 ……512
混合推进剂火箭 ……244
电火箭 ……104

核能火箭 233
太阳能火箭 431
一箭多星 514
上面级 399
火箭有效载荷 251
有效载荷整流罩 520
[卫星及其他航天器]
航天器 208
航天器分类 211
人造地球卫星 388
卫星技术 471
卫星设计 472
卫星制造 478
卫星试验 473
卫星系统 474
卫星分系统 467
卫星平台 472
卫星质量 478
卫星设计寿命 472
卫星工作寿命 467
卫星轨道寿命 468
卫星星座 475
卫星组网 479
卫星食 473
初样星 34
电性星 109
正样星 554
轨道备份星 188
地球同步卫星 96
地球静止卫星 95
太阳同步卫星 432
重力梯度稳定卫星 564
自旋稳定卫星 578
三轴稳定卫星 396
返回式卫星 142
小型卫星 493
微型卫星 463
皮卫星 358
纳卫星 348
通信卫星 443
国内通信卫星 193
区域通信卫星 375
国际通信卫星 192
移动通信卫星 515
跟踪与数据中继卫星 172
海事卫星 198
广播卫星 186
军用卫星 287
军用通信卫星 286
战术通信卫星 547
战略通信卫星 544
军用气象卫星 286
侦察卫星 548
照相侦察卫星 547
电子侦察卫星 111
雷达成像卫星 324
海洋监视卫星 199
导弹预警卫星 78
遥感卫星 507
气象卫星 367
地球资源卫星 96
海洋观测卫星 198
对地观测卫星 116
微重力实验卫星 464
生物卫星 406
空间物理探测卫星 314
导航定位卫星 81
全球定位系统 377
全球导航卫星系统 377
科学卫星 295
系绳卫星 487
系绳发电机 487
多用途卫星 124
技术试验卫星 265
载人机动飞行器 539
载人航天器 538
“阿波罗”工程 1
天空实验室 439
美国航天飞机工程 337
航天飞机轨道器 203
空间站 315
空间站服务舱 316
“和平号”空间站 232
国际空间站 191
国际空间站功能货舱 191
国际空间站美国舱 191
国际空间站欧洲实验舱 191
国际空间站日本实验舱 192
空间探测器 311
月球探测器 527
行星探测器 500
金星探测器 276
木星探测器 343
火星探测器 252
土星探测器 447
彗星探测器 243
太空望远镜 426
火星车 251
月球车 526
太空机器人 426
轨道机动飞行器 188
轨道转移飞行器 190
空间武器 313
[导弹]
导弹 56
导弹分类 60
导弹系统 76
导弹分系统 61
导弹技术 68
导弹研制 77
导弹设计 71
导弹制造 79
导弹试验 72
导弹贮存 79
导弹战术技术性能 78
导弹系统可靠性 76
导弹可维性 69
远程精确打击 525
圆概率误差 524
精确打击武器 278
导弹核武器 64
导弹武器平台 75
导弹反应时间 60
导弹生存能力 71
导弹加固 68
弹道导弹 49
洲际弹道导弹 565
地地战略导弹 89
潜地战略导弹 370
空地战略导弹 298
地下井发射战略导弹 98
陆上机动发射战略导弹 334
分导式多弹头战略导弹 154
远程地地导弹 525
中程地地导弹 561
近程地地导弹 277
战术导弹 546
地地战术导弹 90
巡航导弹 502
海射巡航导弹 197
陆射巡航导弹 334
空射巡航导弹 319
反舰导弹 137
舰舰导弹 268
潜舰导弹 371
空舰导弹 317
岸舰导弹 3
空地导弹 297
机载反辐射导弹 256
发射后自主导弹 132

雷达制导导弹 327
有线制导导弹 520
激光制导导弹 260
电视制导导弹 109
红外制导导弹 239
卫星制导导弹 478
精确制导炸弹 279
防空导弹 143
地空导弹 91
舰空导弹 268
低空超低空防空导弹 87
中低空防空导弹 561
中高空远程防空导弹 561
便携式防空导弹 13
对空反辐射导弹 117
反导弹导弹 136
区域防御反导导弹 375
点防御反导导弹 100
反卫星导弹 138
亚声速导弹 505
超声速导弹 27
高超声速导弹 166
液体推进剂导弹 512
固体推进剂导弹 179
冲压发动机导弹 32
整体式火箭冲压发动机导弹 553
涡喷或涡扇发动机导弹 482

[总体与系统设计]

[综合概念]

导弹武器系统 75
导弹／航天器模块化设计 63
导弹武器系统总体设计 75
导弹系统总体设计优化技术 76
导弹快速综合技术 69
预筹产品改进方法 523
导弹发射 59
导弹发射程序 59
导弹水上发射 72
导弹水下发射 72
导弹机载发射技术 68
隐身技术 517
巡航导弹任务规划系统 503
导弹武器系统精度分配 75
试验弹 412
模型弹 341
自控弹 575
自导弹 574
遥测弹 506
战斗弹 543
战斗遥测弹 543
定型试验弹 114
抽检弹 33
独立回路弹 115
闭合回路弹 10
导弹延寿 76
自毁装置 575
安全自毁系统 3
系统可靠性 488
航天任务的组成单元 221
航天器总体布局设计 220
航天器可靠性 214
载人飞船可靠性 537
串联系统 35
并联系统 15
串—并联系统 34
容错技术 390
冗余技术 391
天球 439
天极 439
天顶（天底） 438
星历表 497
星下点 497
寿命周期费用 413
火箭地面环境 246
发射与飞行环境 134

[总体参数]

导弹总体参数 80
导弹射击诸元 71
导弹射程 71
导弹速度特性 73
末速度 342
关机速度 182
落点偏差 335
概率偏差 164
导弹单发命中概率 57
摧毁概率 39
封锁概率 158
滑行段推进剂管理 239
导弹使用环境 71
导弹使用维护性 71
拦截空域 324
地面保护区 91
导弹飞行高度 60
航路捷径 199
多目标拦截 122
最大拦截斜距 582
最小拦截斜距 583
最大拦截高度 582
最小拦截高度 583
高远点 170
高近点 167
低远点 89
低近点 87
质心横移 560
发射准备时间 136
导弹起飞质量 70
起控点速度 363
视线角速度 412
航天器构型 212
遥感器指向 507
视场 412
瞬时视场 422
重复观测周期 32
最大覆盖间隔时间 582
航天遥感地面覆盖 225
地面覆盖率 92
寻访区 502
足迹区 580
时间空间基准 410
抗辐射加固 290

[气动与布局]

空气动力特性 317
空气动力干扰 317
气动耦合 364
气动弹性 365
导弹／火箭气动布局 66
翼型 515
一字型翼布局 514
十字型翼布局 408
人字型翼布局 388
主翼控制布局 567
鸭式控制布局 504
尾翼控制布局 464
导弹前翼 70
弹翼平面几何特性 54
亚声速流 505
跨声速流 320
超声速流 27
高超声速流 166
细长体理论 488
长细比 26

[飞行力学与航天动力学]

飞行动力学 150
航天动力学 201
运载火箭运动理论 530
变质量物体力学 13
瞬时平衡 422
导弹／火箭飞行姿态 64

导弹／火箭俯仰角 64
导弹／火箭偏航角 66
导弹／火箭滚动角 65
导弹发射角 59
导弹前置角 70
固化原理 175
导弹纵向运动 80
导弹俯仰运动 61
导弹横侧运动 64
导弹偏航运动 70
导弹滚转运动 62
开普勒定律 289
活力公式 245
二体问题 126
限制性三体问题 489
多体问题 123
航天器机动飞行 213
航天器姿态运动 220
航天器质心运动 219
圆轨道速度 525
轨道摄动 189
导弹／火箭俯仰力矩 65
导弹／火箭偏航力矩 66
导弹／火箭滚动力矩 65
导弹／火箭斜吹力矩 66
导弹／火箭恢复力矩 65
过载 194
限制过载 489
过载系数 195
制动过载 559

[导引方法]

导引方法 82
导引平面 82
导引比 82
追踪法 571
常值前置角法 26
比例导引法 10
修正比例导引法 501
前置量法 369
半前置量法 7
弹道矫直法 50
三点法 395
二点法 126
角度法 272
直接导引法 554

[弹道与轨道]

导弹弹道 57
空间弹道 299
运动学弹道 529
动力学弹道 114
理论弹道 329
控制弹道 320
典型弹道 99
标准弹道 14
精确弹道 279
导引弹道 82
垂直平面弹道 36
水平平面弹道 419
飞行剖面图 151
弹道曲率 51
弹道偏角 50
弹道倾角 51
主动段 565
被动段 9
程序弹道段 31
弹道需用过载 52
导弹可用过载 69
弹道极限过载 50
导弹加速特性 69
导弹机动特性 68
速度比 424
卫星轨道 468
轨道要素 189
轨道确定 189
星下点轨迹 498
轨道半长轴 187
轨道偏心率 188
轨道倾角 189
近地点幅角 277
过近地点时刻 194
轨道周期 190
交点周期 270
升(降)交点 404
升交点赤经 404
地球同步转移轨道 96
地球同步轨道 96
地球静止轨道 95
极轨道 262
太阳同步轨道 432
行星探测器轨道 500
月球或行星绕飞轨道 526
晕轨道 529
“闪电”轨道 398
初始轨道 33
停泊轨道 442
转移轨道 570
过渡轨道 194
回收轨道 242
返回轨道 141
回归轨道 242
地面轨迹重复轨道 92
霍曼轨道 254
废弃轨道 153
顺(逆)行轨道 422
空间探测器轨道 311
轨道机动 188
气动辅助变轨 364

[目标特性]

目标特性 346
战略目标 544
战术目标 547
点目标 101
面目标 341
目标方位角 344
大地方位角 41
目标高低角 344
目标距变率 345
目标横移率 345
目标易损性 347
目标机动性 345
雷达截面积 326
目标热辐射 346
发动机尾喷焰辐射量 130
背景辐射理论 8
再入目标辐射特性 533
空间目标辐射特性 308
目标的激光散射特性 343
激光目标特性 259
环境特性 241
光学目标特性 185
目标散射特性 346
目标辐射特性 344
目标识别技术 346
目标模型 345

[结构与机构]

导弹／航天器结构分析 62
导弹／航天器结构强度 63
导弹／航天器结构刚度 63
导弹／航天器结构稳定性 63
使用载荷 411
设计载荷 401
破坏载荷 361
安全裕量 3
静载荷 282
动载荷 115
振动与冲击隔离 549
弹体结构 53
导弹弹体 57
导弹弹身 57
导弹弹翼 58

导弹尾翼 ……75
级与子级 ……261
稳定裙 ……480
导弹／航天器夹层结构 ……62
导弹／航天器密封结构 ……63
贮箱 ……569
共底贮箱 ……173
整流罩分离装置 ……550
低频振动 ……88
纵向耦合振动 ……580
横向耦合振动 ……235
航天器结构 ……213
航天器半硬壳式结构 ……209
蜂窝夹层结构 ……158
对接装置 ……117
舱门 ……19
气闸舱 ……368
连接分离装置 ……330
V形包带 ……454
爆炸螺栓 ……8
舵面 ……124
舱段 ……19
整体结构舱段 ……552
桁梁式舱段 ……234
桁条式舱段 ……234
硬壳式舱段 ……519
蒙皮骨架式翼面 ……339
整体壁板式翼面 ……552
发动机架 ……128
主气瓶 ……567
增压空气减压器 ……541
快速增压气瓶 ……321
桁架式结构 ……234
防热结构 ……147
再入防热结构 ……532
航天器密封结构 ……215
航天器公用舱 ……212
有效载荷舱 ……520
密封舱 ……340
承力密封壳 ……30
中心承力筒 ……563
航天器适配器 ……217
防热层 ……147
航天器机构 ……213
天线展开机构 ……440
太阳电池阵展开机构 ……428
太阳电池阵压紧释放机构 ……428
级间分离连接装置 ……261
助推器连接解锁分离机构 ……569
操纵系统 ……22

[推进技术与发动机]

[综合概念]

发动机点火 ……128
高空点火 ……168
点火压力尖峰 ……101
自燃点火 ……576
发动机起动 ……129
发动机二次起动技术 ……128
二次喷射 ……125
两相流 ……331
发动机关机 ……128
定时关机 ……112
耗尽关机 ……232
紧急关机 ……277
射程关机 ……401
速度关机 ……424
预令关机 ……523
周期关机 ……565
推力终止 ……451
发动机冷却 ……129
薄膜冷却 ……16
发汗冷却 ……131
再生冷却 ……535
发动机效率 ……130
火箭发动机噪声 ……248
发动机贮存试验 ……130
喷管烧蚀 ……356
整体式冲压发动机工况转换 ……553

[化学火箭发动机]

化学火箭发动机 ……240
固体推进剂火箭发动机 ……179
单室多推力火箭发动机 ……47
分段式固体火箭发动机 ……155
液体推进剂火箭发动机 ……512
混合推进剂火箭发动机 ……244
膏体推进剂火箭发动机 ……171
脉冲式火箭发动机 ……336
变推力火箭发动机 ……12
并联火箭发动机 ……14
单组元推进剂火箭发动机 ……48
双组元推进剂火箭发动机 ……418
三组元推进剂火箭发动机 ……397
低温推进剂火箭发动机 ……89
触变推进剂火箭发动机 ……34
可贮存推进剂火箭发动机 ……297
多次起动火箭发动机 ……118
氢氧火箭发动机 ……374
液氧／煤油火箭发动机 ……513
挤压式火箭发动机 ……264
泵压式火箭发动机 ……9
高压补燃火箭发动机 ……169
可重复使用火箭发动机 ……295
美国航天飞机主发动机 ……338
远地点发动机 ……526
近地点发动机 ……277
姿态控制发动机 ……572
摆动发动机 ……4
游动发动机 ……520
上面级发动机 ……399
弹头机动发动机 ……53
轨道机动发动机 ……188
轨道位置保持发动机 ……189
变轨发动机 ……11
微调火箭发动机 ……462
反推发动机 ……138
推进剂供应系统 ……448
推进剂利用系统 ……449
助推器 ……568
固体火箭助推器 ……178
液体火箭助推器 ……511
串联式助推器 ……35
捆绑式助推器 ……323
美国航天飞机助推器 ……338
可回收助推器 ……296
航天器双组元推进系统 ……217
单组元推进系统 ……48

[空气喷气发动机]

弹用桨扇发动机 ……54
弹用涡喷发动机 ……54
弹用涡扇发动机 ……55
冲压发动机 ……32
宽马赫数冲压发动机 ……322
液体燃料冲压发动机 ……511
固体燃料冲压发动机 ……178
火箭冲压发动机 ……245
固体火箭冲压发动机 ……177
固体火箭—液体冲压组合发动机 ……178
液体火箭冲压发动机 ……511
脉冲爆震发动机 ……336
整体式冲压发动机 ……552
超声速燃烧冲压发动机 ……28
双模态冲压发动机 ……417
涡轮冲压发动机 ……481
涡轮火箭冲压发动机 ……481

[电火箭及其他发动机]

电火箭发动机 ……104
离子发动机 ……329
电子轰击式离子发动机 ……110

射频离子发动机 ……401
微波离子发动机 ……459
电热发动机 ……108
电弧加热喷气发动机 ……104
电阻加热喷气发动机 ……111
等离子体发动机 ……86
静态等离子体发动机 ……281
脉冲等离子体发动机 ……336
磁等离子体动力发动机 ……38
太阳能火箭发动机 ……431
光子火箭发动机 ……186
核火箭发动机 ……233
冷气推进系统 ……328

[发动机部组件]

燃烧室壳体 ……382
火箭发动机点火装置 ……247
安全保险机构 ……2
喷管 ……354
拉瓦尔喷管 ……324
长尾管喷管 ……25
潜入喷管 ……371
锥形喷管 ……571
斜置喷管 ……493
可延伸喷管 ……297
可动喷管 ……295
可抛式延伸喷管 ……296
钟形喷管 ……564
喷喉可调喷管 ……357
柔性喷管 ……391
珠承喷管 ……565
前置喷管 ……370
斜切喷管 ……493
编织碳碳喷管 ……11
喷管效率 ……356
喷管收敛段 ……356
喷管扩张段 ……355
可延伸出口锥 ……297
喷喉 ……356
喷管喉衬 ……355
燃气舵 ……381
发动机装药 ……130
固体推进剂浇注 ……180
分段式装药 ……155
药柱形状 ……508
固体发动机衬层 ……176
固体发动机燃烧室 ……177
固体发动机绝热层 ……176
推力室 ……451
预燃室 ……523
火箭发动机增压系统 ……248
液体火箭发动机控制 ……511
燃烧室压力调节器 ……383
冷氦增压技术 ……328
推进剂贮箱 ……450
外挂式贮箱 ……457
推进剂管路 ……448
火药起动器 ……253
涡轮泵 ……480
推进剂阀 ……448
涡轮泵转子次同步振动 ……481
火箭发动机燃气发生器 ……247
固体推进剂燃气发生器 ……180
变推力调节器 ……13
喷嘴 ……357
离心式喷嘴 ……328
直流式喷嘴 ……554
自击式喷嘴 ……575
推力终止装置 ……452
发动机进气道 ……128
栅极 ……398
中和器 ……562
放电室 ……149

[发动机性能参数]

发动机推力 ……129
海平面推力 ……197
真空推力 ……548
额定推力 ……125
平均推力 ……360
最大推力 ……582
空气喷气发动机推力 ……318
推力系数 ……451
推力终止时间 ……452
推力曲线 ……450
推力偏差 ……450
比冲 ……10
海平面比冲 ……197
真空比冲 ……548
理论比冲 ……329
额定比冲 ……125
发动机工作时间 ……128
总冲 ……580
后效冲量 ……239
发动机质量 ……130
发动机质量比 ……130
推进剂质量 ……450
推进剂质量流量 ……450
固体火箭发动机内弹道学 ……177
固体火箭发动机有效装药量 ……177
装填密度 ……570
燃烧室压强 ……383
燃速压强指数 ……384
燃烧室燃气温度 ……383
固体推进剂燃速 ……180
燃速温度敏感系数 ……383
喷管扩张比 ……355
喷管收敛比 ……356
喷管摆动力矩 ……354
喷管摆动速率 ……354
喷管摆角 ……354
燃气膨胀比 ……381
欠膨胀 ……371
过膨胀 ……194
液体火箭发动机推重(质)比 ……511
空气喷气发动机特性 ……318
推进剂混合比 ……448
排气速度 ……353
特征速度 ……437
推力偏心 ……450
束电压 ……414
束电流 ……414

[制导与控制]

[综合概念]

制导、导航与控制 ……556
航天器轨道控制 ……212
轨道保持 ……187
离轨控制 ……328
再入控制 ……533
轨道捕获和轨迹交会 ……188
航天器导航 ……210
星际航行导航和控制 ……495
星际航行初制导 ……495
星际航行中制导 ……496
星际航行末制导 ……496
有效载荷指向控制 ……521
自旋轴指向控制 ……578
整星零动量控制 ……553
偏置动量控制 ……359
直接力控制 ……554
变结构控制 ……12
导弹/航天器推力矢量控制 ……64
喷气控制 ……357
自旋稳定技术 ……577
相平面法 ……491
起旋 ……363
消旋 ……492
消旋平台 ……492

自旋速率 …… 577
航天器姿态确定 …… 220
航天器姿态机动 …… 219
姿态控制软件 …… 572
航天器章动 …… 219
章动阻尼 …… 547
航天器天平动 …… 218
三轴稳定控制技术 …… 396
导弹/火箭姿态控制 …… 67
俯仰控制 …… 160
偏航控制 …… 359
滚动控制 …… 190
地理坐标系 …… 91
地平坐标系 …… 93
日心黄道坐标系 …… 390
地心赤道坐标系 …… 98
发射(起飞)坐标系 …… 133
视线角 …… 412
目标搜索 …… 346
目标截获 …… 345
目标跟踪 …… 344
自动跟踪 …… 574
角度跟踪 …… 273
速度跟踪 …… 424
跟踪波门 …… 171
精确制导技术 …… 279
地球相关导航技术 …… 96
地形等高线匹配技术 …… 98
电视跟踪技术 …… 108
红外跟踪技术 …… 237
相关技术 …… 491
相关制导技术 …… 491
相关跟踪 …… 490
区域相关跟踪 …… 375
频域技术与时域技术 …… 360
毫微秒脉冲展宽技术 …… 232
自动光学设计 …… 574
红外导引头空间分辨率 …… 236
时间分辨率 …… 409
谱分辨率 …… 361
噪声和信噪比 …… 540
信号数字处理 …… 495
地面杂波 …… 93
多路径干扰 …… 121
镜像干扰 …… 283
光信号处理 …… 185
红外图像生成 …… 238
红外导引头盲区 …… 236
图像处理 …… 445
图像特征 …… 446
图像识别 …… 446
气动光学效应 …… 364
红外辐射大气窗口 …… 236
光谱特性 …… 184
表面辐射特性 …… 14
绝对黑体 …… 285
瑞利散射 …… 393
湍流效应 …… 447
激光诱惑 …… 260
发射率 …… 133
大气传输理论 …… 43
扫描成像 …… 397
航迹坐标系 …… 199
飞行器本体坐标系 …… 151
坐标变换 …… 583
关机方程 …… 182
导弹制导 …… 79
制导软件 …… 559
自主制导 …… 579
指令制导 …… 555
程序制导 …… 31
卫星制导 …… 478
寻的制导 …… 502
主动寻的制导 …… 566
半主动寻的制导 …… 7
被动寻的制导 …… 9
无线电制导 …… 484
雷达制导 …… 327
波束制导 …… 15
光电制导 …… 184
电视制导 …… 109
激光制导 …… 260
红外制导 …… 239
前视红外 …… 369
成像制导 …… 30
红外成像制导 …… 235
地形匹配制导 …… 98
图像匹配制导 …… 446
惯性制导 …… 183
陀螺漂移 …… 452
陀螺仪漂移误差 …… 453
陀螺仪静态漂移误差 …… 453
陀螺仪动态漂移误差 …… 453
逐次漂移率 …… 565
光纤制导 …… 185
萨格纳克效应 …… 395
星光制导 …… 495
GPS 制导 …… 163
复合制导 …… 161
导引头随机误差 …… 84
导引头系统误差 …… 84
导引头角系统误差 …… 83
制导系统方法误差 …… 559
制导系统工具误差 …… 559
天线罩误差斜率 …… 441
导引头截获灵敏度 …… 84
导引头跟踪灵敏度 …… 83
导引头记忆跟踪 …… 83
导引头视场角 …… 84
瞬时视场角 …… 423
导引头分辨率 …… 83
导引头有效作用距离 …… 84
目标视线 …… 346
亚成像 …… 505
凝视成像 …… 352
数字地图 …… 416
图像匹配 …… 445
匹配精度 …… 358
虚警与漏警 …… 501
恒虚警检测技术 …… 234
虚定位 …… 501
虚定位概率 …… 501
图像辅助信息 …… 445
定位算法 …… 112
控制系统仿真 …… 320
航天器控制系统仿真 …… 214
[制导与控制系统]
自动控制系统 …… 575
自适应控制系统 …… 577
反作用控制系统 …… 140
航天器控制系统 …… 214
导弹/火箭控制系统 …… 65
数字姿态控制系统 …… 416
过程控制系统 …… 193
自动驾驶仪 …… 575
捷联惯导系统 …… 275
速率捷联惯导系统 …… 424
航天器自主导航系统 …… 220
多普勒导航系统 …… 122
天文导航系统 …… 440
圣地亚惯性—地形辅助导航系统 …… 406
导弹制导系统 …… 79
惯性制导系统 …… 183
地形匹配制导系统 …… 98
景像匹配系统 …… 280
组合制导系统 …… 582
辐射测量相关系统 …… 159
雷达区域相关系统 …… 326
激光发射系统 …… 258

激光接收系统 ……258
红外光学系统 ……237
二维光学成像系统 ……126
机载红外探测系统 ……256
舰载红外搜索与跟踪系统 ……269
伺服系统 ……423
微型电子机械系统 ……463
卡塞格伦系统 ……289
[部件与器件]
航天器姿态敏感器 ……220
红外地球敏感器 ……236
紫外敏感器 ……573
惯性敏感器 ……182
射频敏感器 ……402
太阳敏感器 ……431
星敏感器 ……497
空间六分仪 ……308
星扫描器 ……497
星跟踪器 ……495
磁强计 ……39
磁力矩器 ……39
航天器控制执行机构 ……215
喷气执行机构 ……357
动量交换装置 ……114
环境场执行机构 ……241
星载容错控制器 ……498
太阳电池阵驱动机构 ……427
导引头 ……82
雷达导引头 ……325
脉冲多普勒雷达导引头 ……336
宽带被动雷达导引头 ……322
毫米波导引头 ……232
高距离分辨率毫米波导引头 ……168
电视导引头 ……108
红外导引头 ……235
线列扫描成像红外导引头 ……490
焦平面阵列红外导引头 ……272
捷联式导引头 ……275
比幅／相位干涉仪导引头 ……10
光学相关器 ……185
焦平面阵列 ……272
灵巧焦平面阵列 ……332
红外集成阵列 ……237
红外凝视探测器 ……237
激光二级管阵列 ……257
光学瞄准具与光学引导器 ……185
碲镉汞探测器 ……99
锑化铟探测器 ……437
硒化铅探测器 ……486
硅化铂探测器 ……187
光电耦合器件 ……184
光电模块 ……183
环形激光陀螺仪 ……242
动力调谐陀螺仪 ……114
阻尼陀螺仪 ……581
微陀螺仪 ……463
微硅陀螺仪 ……460
微硅捷联惯性测量装置 ……460
微硅振动轮陀螺仪 ……461
音叉线振动微硅陀螺仪 ……516
惯性平台 ……182
静电陀螺仪 ……281
激光陀螺仪 ……259
挠性陀螺仪 ……351
液浮陀螺仪 ……509
气浮陀螺仪 ……365
振动陀螺仪 ……549
捷联系统陀螺仪 ……275
速率陀螺仪 ……425
自由陀螺仪 ……578
惯性测量装置 ……182
光纤惯性测量装置 ……185
速压传感器 ……425
变换装置 ……11
线加速度计 ……489
摆式积分陀螺加速度计 ……4
微机械加速度计 ……461
微硅加速度计 ……459
微加速度计 ……461
角加速度计 ……273
双重积分加速度计 ……417
振梁式加速度计 ……550
振弦式加速度计 ……550
压电式加速度计 ……504
静电加速度计 ……281
挠性加速度计 ……350
液浮加速度计 ……509
伽马高度表 ……163
伺服机构 ……423
脉冲调宽式伺服机构 ……337
铰链力矩反馈伺服机构 ……273
舵机 ……124
电动伺服机构 ……103
液压伺服机构 ……513
电动液压伺服机构 ……104
气动伺服机构 ……365
燃气伺服机构 ……382
倒置接收机 ……85
恒虚警雷达 ……234
反概率接收机 ……137
相关接收机 ……491
多目标跟踪接收机 ……122
弹载发射机 ……55
截获器 ……276
导引头伺服系统 ……84
导引头稳定回路 ……84
导引头跟踪回路 ……83
自整角机 ……579
指令接收机 ……555
微型制冷器 ……463
斯特林制冷器 ……423
节流制冷器 ……275
激光跟踪装置 ……258
激光照射器 ……260
激光器 ……259
应答机 ……517
头部天线 ……444
尾部天线 ……464
蒙皮天线 ……340
夹层金属线天线阵 ……266
导弹天线罩 ……73
宽带天线罩 ……322

[弹头与战斗部]
[弹头、战斗部]
导弹弹头 ……57
导弹战斗部 ……78
杀伤弹头 ……398
碎甲弹头 ……425
中子弹头 ……563
常规装药弹头 ……26
化学弹头 ……240
生物弹头 ……406
干扰弹头 ……164
子母弹头 ……573
集束式多弹头 ……264
精确制导弹头 ……279
分导式多弹头 ……154
动能破甲子弹头 ……114
带助推器的动能破甲子弹头 ……46
二级装药钻地子弹头 ……126
反跑道子弹头 ……138
机动弹头 ……255
假弹头 ……266
末寻弹头 ……342
高爆穿甲战斗部 ……165
半穿甲战斗部 ……5
软杀伤战斗部 ……393
子弹抛撒器 ……573

聚能破片杀伤战斗部 …………285
连续杆战斗部 …………330
定向破片杀伤战斗部 …………113
[部件]
弹头控制系统 …………53
弹头整流罩 …………54
弹头姿态控制系统 …………54
末助推装置 …………342
战斗部装药 …………543
战斗部壳体 …………542
战斗部破片 …………542
导弹引信 …………77
[性能参数]
弹头威力 …………53
多弹头释放 …………118
战斗部毁伤半径 …………542
战斗部质量 …………542
破片飞散区 …………361
战斗部装填系数 …………543
战斗部杀伤区 …………542
战斗部杀伤概率 …………542

[航天器有效载荷及机电系统]

[综合概念]
航天器有效载荷 …………219
卫星有效载荷 …………476
有效载荷质量 …………521
[通信有效载荷]
信标机 …………494
功率放大器 …………172
固态功率放大器 …………176
行波管放大器 …………498
激励放大器 …………260
输入多工器 …………414
输入切换器 …………414
输出多工器 …………414
输出切换器 …………414
中频处理器 …………562
频率发生器 …………359
转发器功率 …………569
上行信号 …………399
下行信号 …………489
频段 …………359
C 频段 …………18
Ka 频段 …………288
X 频段 …………486
L 频段 …………324
Ku 频段 …………288
S 频段 …………394
卫星通信信噪比 …………474
信道 …………494
带宽 …………46
波束成形网络 …………15
接收机 …………274
发射机 …………132
发射机馈电组件 …………132
通信链路 …………442
数据传输率 …………415
天线指向 …………441
卫星天线 …………474
航天器天线 …………218
线性极化 …………490
圆极化 …………525
双极化 …………417
等效全向辐射功率 …………86
波束 …………15
全球波束 …………377
区域波束 …………374
点波束 …………100
宽波束 …………322
双模行波管 …………417
通信转发器 …………443
[遥感有效载荷]
航天遥感器 …………225
光学遥感器 …………186
多光谱遥感器 …………120
红外遥感器 …………238
光谱仪器 …………184
卫星遥感目标波谱特性 …………475
分辨率 …………153
空间分辨率 …………301
像元分辨率 …………492
地面分辨率 …………92
光谱分辨率 …………184
辐射分辨率 …………159
热红外温度分辨率 …………386
扫描宽度 …………397
可见光探测器 …………296
红外探测器阵列 …………237
凝视探测器 …………352
遥感相机 …………508
航线相机 …………231
全景相机 …………377
画幅相机 …………241
测图相机 …………24
恒星相机 …………234
多谱段相机 …………123
多光谱扫描仪 …………119
CCD 相机 …………18
主题测绘仪 …………567
增强型主题测绘仪 …………541
宽视场遥感器 …………322
成像光谱仪 …………29
地球辐射收支仪 …………94
地球反射比的偏振化和指向性仪器 …………94
高级空间热发射和反射辐射计 …………167
多角度成像光谱辐射计 …………120
高级可见光及近红外辐射计 …………167
红外辐射计 …………236
空间反光镜 …………300
导航数据系统 …………81
标准频率系统 …………14
雷达高度计 …………325
固态存储器 …………175
磁带记录器 …………38
[电源]
电源 …………109
电源系统 …………110
火箭电气设备 …………246
导弹电气设备 …………58
火箭供电系统 …………249
导弹供电系统 …………62
导弹电源特性 …………58
混合电源系统 …………243
不间断电源 …………16
一次电源 …………514
二次电源 …………125
机电式二次电源 …………255
固态二次电源 …………176
锌银电池 …………494
涡轮发电机组 …………481
升压机 …………404
变频机 …………12
航天器电源系统 …………210
氢氧燃料电池 …………374
蓄能器 …………501
体装式太阳电池阵 …………437
折叠式太阳电池阵 …………548
卷式太阳电池阵 …………285
太阳电池阵/蓄电池组电源系统 …………428
硅太阳电池阵 …………187
聚光太阳电池阵 …………284
砷化镓太阳电池阵 …………403
放射性同位素温差发电器 …………149
核反应堆热离子发电器 …………233
太阳动力电源 …………429

氢镍蓄电池组 373
镉镍蓄电池组 171
锂离子蓄电池组 330
配电系统 353
电源控制装置 109
寿命初期功率 413
寿命末期功率 413
航天器功率平衡分析 212
电池充放电循环寿命 101
频率稳定性 359
相位电压不平衡 492
激活时间 260
[热控系统]
航天器热设计 216
航天器热控制 216
航天器热控系统 216
主动热控系统 566
被动热控系统 9
封闭循环流体回路热控系统 158
气体强迫对流热控制 366
温度调节系统 480
毛细抽吸两相流体环路 337
热辐射器 385
舱外热辐射器 21
流体回路辐射器 333
热管 385
光学太阳反射镜 185
电加热器 105
多层隔热组件 118
百叶窗 4
热控涂层 386
烧蚀防热 400
辐射防热 159
烧蚀 399
角系数 273
热功耗 385
热容吸热防热 386
[其他机电系统]
空间机器人技术 306
极性保护 263
惯性熔断器 183
屏蔽电缆 361
导线束 81
母线 343
电磁线 103
稳压器 480
电滤波器 107
微特电机 462
继电器 265
混合延时继电器 244
电磁继电器 102
磁保持继电器 37
固体继电器 178
固体延时继电器 180
电磁系统 103
匹配负载 358
电连接器 107
旋转式连接器 501
气电／液电多通道连接器 364
抗辐射加固电连接器 290
水下分离电连接器 421
剪切分离电连接器 268
脱落电连接器 452
自动光学对准插合脱落电连接器 574
耐液氢(氧)介质超低温电连接器 349
分离电连接器 155
高真空电连接器 170
快速分离锁紧装置 321
锁紧装置 425
解锁装置 276
熔线分离装置 391
气动分离装置 364
电磁分离装置 101
接触对分离力 274
插入损耗 25

[生命保障系统与航天医学]
[生命保障系统]
生命保障系统 405
环境控制与生命保障系统 241
再生式生命保障系统 535
非再生式生命保障系统 152
半再生式生命保障系统 7
舱外活动生命保障系统 21
再生式舱外活动生命保障系统 535
应急生保系统 518
航天员应急防护设备 230
密闭生态生保系统 340
热和微流星防护服 385
通风—液冷服 442
航天服压力制度 204
舱外航天服 21
舱内航天服 20
航天员个人救生装备 227
航天服试验舱 204
负压裤 160
企鹅服 363
通信头戴 443
压力服 504
空间睡袋 310
出舱面窗组件 33
航天员营养 229
航天食品 222
载人航天器食品供应 538
救生食品 283
航天饮用水 227
产水率 25
水加热器 419
废水循环处理系统 153
水再生技术 422
生活环境 405
水分配器 418
气／水分离器 366
水收集器 421
工作舱 172
生活舱 404
水管理子系统 419
水箱 421
饮水器 517
供水压力调节器 174
废水处理与再生 153
载人航天器水质监测器 539
闭环液路系统 10
冷却液循环泵 328
空气过滤器 318
空气冷却—干燥换热器 318
供气调压系统 173
防护屏 143
航天乘员舱压力制度 201
安全工作压力 2
舱压控制 21
压力舱 504
乘员舱压力调节 30
增压气瓶 541
舱压安全阀 21
减压器 267
开式系统 289
半闭式系统 5
闭式系统 10
渗透蒸发技术 403
供热设备 174
空气导管 317
生物再生技术 406
空气复新净化系统 318
大气再生装置 45
湿度控制 408

除湿装置 ……34
测量与控制分系统 ……23
感烟探测器 ……165
航天灭火技术 ……208
烟火检测与灭火子系统 ……505
火灾及灾后清理 ……253
废物处理系统 ……153
空间站厨房设备 ……315
微生物污染控制 ……462
微量污染控制 ……461
舱内大气净化 ……19
航天器温度 ……218
蒸发式换热器 ……550
舱内通风系统 ……20
温度与湿度控制子系统 ……480
热电膜蒸发系统 ……384
二氧化碳还原技术 ……127
二氧化碳浓缩技术 ……127
二氧化碳去除技术 ……127
二氧化碳分压监测器 ……127
分子筛二氧化碳净化 ……156
受控生态生保系统 ……413
气体贮存技术 ……366
气／液热交换器 ……368
粪便收集器 ……157
连续供氧流量调节器 ……330
空间行走 ……314
尿处理系统 ……351
卫生设备 ……464
逃逸系统 ……436
航天救生 ……207
救生塔 ……283
舱内大气温度控制 ……20
大气成分控制 ……42
再生式换热器 ……535
空间用换热器 ……315
供氧系统 ……174
化学氧发生器 ……240
电解制氧技术 ……105
化学氧储存 ……240
航天员氧气面罩 ……229
密闭舱环境控制系统 ……340
空间制氧 ……316
应急供氧系统 ……518
微量污染控制装置 ……462
辐射能量探测器 ……160
生命保障系统故障诊断与隔离 ……405
生命保障系统试验 ……405
生命保障系统的人机控制 ……405
[航天医学]
航天医学 ……226
航天医学工程 ……226
航天员健康管理 ……228
航天员医学监督与保障 ……229
航天员医学鉴定 ……229
航天员系统 ……228
航天员训练 ……228
航天员训练大纲 ……229
航天员选训中心 ……228
基础选拔 ……257
航天乘员组 ……201
航天员选拔 ……228
医学选拔 ……514
特殊功能选拔 ……436
基础训练 ……257
飞行程序训练 ……150
模拟飞行训练 ……341
飞机飞行训练 ……150
航天环境训练 ……206
载荷任务训练 ……536
超重耐力训练 ……29
失重行走训练 ……408
空间定向训练 ……300
飞行任务训练 ……151
应急救生训练 ……518
乘员组综合训练 ……31
航天专业技能和操作训练 ……231
心理训练 ……494
航天心理学 ……223
航天员心理品质 ……228
航天心理应激 ……223
航天药物 ……226
放飞标准 ……149
中止飞行标准 ……563
航天生理学 ……222
航天卫生学 ……223
航天药理药剂学 ……226
航天毒理学 ……202
航天环境医学 ……206
空间神经科学 ……308
航天病理学 ……200
航天免疫学 ……208
航天内分泌学 ……208
航天工效学 ……205
航天员疲劳 ……228
抗疲劳措施 ……293
温度生理效应 ……479
舱载医学设备 ……22
航天生理应激 ……222
缺氧耐力 ……379
急性缺氧 ……263
缺氧症 ……380
爆发性缺氧 ……8
减压病 ……267
体液沸腾 ……437
噪声生理效应 ……540
噪声防护 ……540
加压环境 ……265
预吸氧排氮 ……523
振动防护 ……549
振动心理反应 ……549
振动生理效应 ……549
空间辐射 ……301
空间辐射防护 ……302
载人航天辐射剂量限值 ……538
空间辐射剂量学 ……302
放射病 ……149
空间辐射生物学效应 ……302
航天心血管失调 ……223
航天红细胞质量减少 ……206
失重模拟 ……407
失重对抗措施 ……407
失重生理效应 ……407
感觉冲突假说 ……164
耳石功能不对称假说 ……125
生物节律 ……406
航天员代谢 ……227
航天员再适应 ……230
航天肌肉萎缩 ……207
航天适应综合症 ……222
航天运动病 ……230
航天体液调整 ……222
航天运动机能减退 ……230
空间定向障碍 ……300
前庭自主神经反应 ……369
前庭功能实验 ……369
超重生理效应 ……29
过载引起的意识丧失 ……195
开伞冲击过载 ……289
着陆冲击过载 ……571
着陆冲击耐力 ……571
抗荷动作 ……292
航天骨丢失 ……205
航天飞行模拟器 ……204
全任务模拟器 ……379
部分任务模拟器 ……17
乘员组训练器 ……31
计算机辅助训练器 ……264
人体离心机 ……387

多功能转椅 ……119
电动四柱秋千 ……103
天象仪 ……441
热真空舱 ……387
中性浮力模拟器 ……563
失重试验飞机 ……408
航天医学模拟试验设备 ……226
低压舱 ……89
飞船内环境模拟舱 ……150
快速减压舱 ……321

[航天器轨道动作与返回技术]

[入轨]
发射 ……131
上升段 ……399
级间分离 ……261
星箭分离 ……496
滑行段 ……239
入轨 ……391
入轨点距离 ……392
入轨误差 ……392
姿态调整 ……573

[交会、对接]
交会对接 ……271
轨道交会 ……188
交会对接导航、姿态敏感器 ……271
交会远程导引 ……272
交会近程导引 ……271
交会幅角差 ……271
绕飞 ……384
停泊 ……442
对接 ……116
自主航天飞行 ……579

[再入]
弹头再入 ……53
再入走廊 ……534
再入角 ……533
再入速度 ……534
再入距离 ……533
再入屏蔽 ……533
再入物理学 ……534
再入测量 ……532
再入通信 ……534
等离子鞘套 ……86
黑障区 ……233
再入体气动加热 ……534
再入防热 ……532
再入数据囊 ……533
载人返回器再入 ……536
弹道式再入 ……52
半弹道式再入 ……6
升力式再入 ……404
跳跃式再入 ……441
无控再入 ……483
航天器进入技术 ……213
进入器 ……277
进入走廊 ……278
月球着陆 ……528
火星着陆 ……252
金星着陆 ……276
离轨 ……328
过渡段 ……193
返回器再入 ……141

[返回与回收]
航天器返回技术 ……211
返回式航天器 ……142
返回器 ……141
返回原理 ……142
返回方式 ……141
弹道式返回 ……51
半弹道式返回 ……6
升力式返回 ……404
航天飞机轨道器返回 ……204
应急返回 ……518
返回制导和控制 ……142
返回器着陆回收 ……141
载人飞船着陆场系统 ……537
载人飞船主着陆场 ……537
载人飞船副着陆场 ……537
应急着陆区 ……519
搜索救援和回收 ……423
海上回收 ……197
助推器回收 ……568
回收区域 ……243
回收落点 ……243
软着陆 ……393
硬着陆 ……520
水平着陆 ……420
垂直着陆 ……37
溅落 ……269
应急回收 ……518
航天器回收系统 ……212
载人飞船回收系统 ……537
卫星回收系统 ……470
气动力减速系统 ……364
回收降落伞 ……242
着陆缓冲装置 ……572
着陆缓冲发动机 ……571
缓冲气囊 ……242
标位系统 ……13
回收控制—作动系统 ……243

[空间科学]

[空间物理学]
空间物理学 ……314
空间环境科学 ……304
微重力科学 ……463
高层大气物理学 ……165
国际日地物理计划 ……192
低轨道环境 ……87
地球静止轨道环境 ……95
微重力环境 ……463
大气飞行环境 ……43
空间飞行环境 ……301
地球空间环境 ……95
航天器内部辐射环境 ……215
航天器热辐射环境 ……216
航天器工作环境 ……211
空间冷黑环境 ……308
诱导环境 ……521
高层大气 ……165
大气结构 ……44
对流层 ……117
平流层 ……360
中间层 ……562
热层 ……384
外层 ……456
空间天气 ……311
大气湍流 ……45
高空风切变 ……168
风场 ……157
气象要素 ……368
大气现象 ……45
大气电场 ……43
大气扰动 ……44
电离层 ……105
电子密度分布 ……111
总电子含量 ……580
电离层不规则体 ……106
电离层扰动 ……106
电离层暴 ……105
电离层亚暴 ……107
电离层闪烁 ……106
电离层突然骚扰 ……107
电离层电波传播 ……106
失重 ……407
空间环境效应 ……306
空间电磁辐射 ……300
太阳电磁辐射 ……428

地球大气电磁辐射 ……93
高层大气电磁辐射 ……165
气辉 ……366
人为气辉 ……388
极光 ……262
扇形结构 ……398
太阳风 ……429
太阳风高速流 ……429
太阳风低速流 ……429
宇宙线 ……522
高能宇宙线 ……169
宇宙线暴 ……522
太阳宇宙线 ……432
太阳质子事件 ……432
银河宇宙线 ……516
磁层暴 ……38
磁层 ……38
急始型磁暴 ……263
缓始型磁暴 ……242
磁层亚暴 ……38
磁静日和磁扰日 ……39
地磁活动性指数 ……89
K_p指数和A_p指数 ……288
地球辐射带 ……94
沉降粒子 ……29
原子氧剥蚀 ……524
空间磁场 ……299
空间电场 ……299
空间感应电场 ……302
空间高能带电粒子 ……303
空间等离子体 ……299
空间等离子体不稳定性 ……299
空间等离子体波 ……299
太阳磁场 ……427
整体磁场 ……552
黑子磁场 ……233
耀斑粒子发射 ……508
初级宇宙线电荷谱 ……33
耀斑效应 ……508
日冕与冕洞 ……389
日冕瞬变事件 ……389
日冕物质抛射 ……389
日地关系 ……388
航天器充电效应 ……210
航天器表面充电 ……209
航天器绝对充电 ……214
航天器不等量充电 ……209
航天器内部充电 ……215
航天器放电 ……211
空间放电 ……301
弧光放电 ……239
航天器尾流 ……218
电流泄漏 ……107
空间辐射单粒子效应 ……301
单粒子效应 ……47
单粒子事件 ……46
单粒子翻转 ……46
单粒子锁定 ……47
空间物理探测 ……313
空间物理现象 ……314
空间环境模式 ……305
空间环境预报 ……306
空间环境警报 ……304
空间环境监测地基系统 ……304
空间环境监测天基系统 ……304
空间环境监测网 ……304
空间环境预报模式 ……306
空间环境预报体系 ……306
大气阻力效应 ……45
太阳光压影响 ……430
空间磁场的磁力矩效应 ……299
空间辐射效应 ……302
空间辐射的总剂量效应 ……301
空间辐射损伤效应 ……302
表面砂蚀 ……14
空间外热流 ……312
高低温和大温差 ……167
空间真空 ……316
粘着和冷焊 ……351
分子污染 ……156
高层大气模式 ……165
电离层模式 ……106
辐射带模式 ……159
地磁场模式 ……89
流星体模式 ……333
空间碎片模式 ……310
空间环境模式集成 ……305
空间环境信息数据库 ……306
空间环境探测 ……306
空间探测 ……311
[空间天文学]
空间天文学 ……311
空间观测 ……303
太阳伽马射线爆发 ……429
太阳射电爆发 ……431
太阳活动 ……431
太阳光谱 ……430
太阳耀斑 ……432
太阳黑子 ……430
空间太阳观测 ……310
紫外天文学 ……573
紫外天文观测 ……573
红外天文学 ……238
红外天文观测 ……238
X射线天文观测 ……486
伽马射线天文观测 ……163
X射线望远镜 ……486
流星体 ……333
流星雨 ……333
天球恒星图 ……440
[空间地球科学和行星科学]
空间地质学 ……299
近地空间探测 ……277
地球空间双星探测计划 ……95
卫星大地测量学 ……465
卫星地磁测量 ……466
地球磁场 ……93
地磁异常 ……89
南大西洋磁异常 ……350
卫星气象学 ……472
金星探测 ……276
木星探测 ……343
火星探测 ……251
土星探测 ……447
水星探测 ……422
行星探测 ……500
天体引力场 ……440
行星空间环境 ……500
行星际空间环境 ……499
行星际磁场 ……499
大尺度行星际磁场 ……41
行星际扰动 ……499
行星际闪烁 ……499
行星际激波 ……499
行星际监测站 ……499
月球地质学 ……526
月震 ……528
月球探测 ……527
[空间生命科学]
空间生命科学 ……309
空间环境生物学 ……305
空间生物学实验 ……309
重力生理学实验 ……564
空间神经生物学 ……309
地外生命探索 ……97

[航天武器突防与防御]
[综合概念]
导弹突防 ……74
导弹突防能力 ……74

导弹突防技术 …… 74
空间防御 …… 300
早期预警 …… 539
战场侦察与监视卫星体系 …… 542
反卫星技术 …… 139
卫星跟踪卫星技术 …… 467
大功率微波源技术 …… 41
卫星凝视成像技术 …… 471
战略导弹防御 …… 544
国家导弹防御系统 …… 192
战区导弹防御 …… 544
战区导弹防御四要素 …… 545
联合战区导弹防御 …… 331
战区高空区域防御系统 …… 545
扩展防空 …… 323
防空体系 …… 146
防空导弹体系 …… 145
积极防御 …… 257
消极防御 …… 492
真假弹头识别 …… 548
大气过滤 …… 44
诱饵 …… 521
重诱饵 …… 564
轻诱饵 …… 373
直接碰撞杀伤技术 …… 554
超导电磁能量储存技术 …… 27
电磁炮拦截技术 …… 102
导弹攻防对抗 …… 62
多传感器信息融合 …… 118
监视(搜索)雷达 …… 267
预警时间 …… 523
可拦截时间 …… 296
反应时间 …… 139
低层拦截 …… 87
高层拦截 …… 166
助推段拦截 …… 568
中段拦截 …… 561
末段拦截 …… 342
漏防率 …… 333
空间目标 …… 308
太空作战 …… 427
太空作战环境 …… 427
天基武器 …… 439
天基武器平台 …… 439
机动再入飞行器 …… 256
抗核辐射能力 …… 292
悬浮试验 …… 501
[拦截武器]
弹道导弹防御系统 …… 50
机载激光拦截系统 …… 256
弹炮结合防空武器系统 …… 52
防空导弹武器系统 …… 145
国土防空系统 …… 193
区域防空系统 …… 375
野战防空系统 …… 508
要地防空系统 …… 508
主防空导弹系统 …… 566
“箭”式反导系统 …… 270
陆基中程地空导弹系统 …… 334
扩展的中程防空系统 …… 323
海军全战区防御系统 …… 196
海军区域防御系统 …… 196
S-300防空导弹系列 …… 394
S-400防空导弹系统 …… 394
“爱国者”/增程拦截器 …… 1
巡航导弹防御系统 …… 503
反反舰导弹系统 …… 137
反反辐射导弹系统 …… 137
浮空器巡航导弹防御系统 …… 158
外大气层拦截弹系统 …… 456
莫斯科防区反弹道导弹防御系统 …… 342
无人机助推段拦截器 …… 483
长航时无人驾驶飞机 …… 25
攻击型无人机 …… 173
助推段拦截武器 …… 568
增程拦截弹 …… 540
动能武器 …… 115
动能杀伤飞行器 …… 114
轨道战斗飞行器 …… 190
地基动能拦截武器 …… 90
空基动能拦截武器 …… 298
大气层外轻型射弹 …… 42
激光反导武器 …… 258
战术高能激光武器 …… 546
舰载反导激光武器 …… 269
战术防空激光武器 …… 546
智能卵石 …… 560
杀伤增强装置 …… 398
伞型杀伤增强装置 …… 397
抛散型杀伤增强装置 …… 353
高空拦截武器 …… 168
低空拦截武器 …… 88
定向能拦截武器 …… 113
反卫星武器 …… 139
激光反卫星武器 …… 258
反卫星动能武器 …… 138
反导反卫高功率微波武器 …… 136
反导反卫粒子束武器 …… 136
天基激光武器系统 …… 438
天基高能激光系统 …… 438
地基反卫激光武器 …… 90
大气层内高空防御拦截弹 …… 42
天基红外系统 …… 438
电磁式导弹发射器 …… 102
[计划、指控与设施]
战区导弹防御计划 …… 545
弹道导弹防御计划 …… 49
巡航导弹防御计划 …… 503
星球大战计划(战略防御倡议) …… 497
防空计划 …… 146
机载拦截弹方案 …… 257
空间和导弹跟踪系统 …… 303
防空导弹发射控制 …… 144
攻防对抗研究设施 …… 173
低层防御设施 …… 87

[航天技术应用]

[综合概念]
空间应用 …… 314
航天技术直接应用 …… 207
航天技术间接应用 …… 207
外层空间的和平应用 …… 456
外层空间的军事应用 …… 456
卫星应用地面系统 …… 476
航天器数据管理 …… 217
卫星数据采集系统 …… 473
全球变化 …… 377
地理信息系统 …… 91
数字地球 …… 415
多元融合技术 …… 124
全球辐射收支 …… 378
陆地生态变化卫星遥感 …… 334
系统控制地面中心站 …… 488
卫星通信地面收发机 …… 474
往返距离测量值 …… 458
卫星数据采集 …… 473
[通信]
空间通信 …… 312
卫星广播和电视转播 …… 468
卫星通信地球站 …… 474
卫星移动通信 …… 475
多信道接收机 …… 123
卫星远程医疗 …… 476
电波传播时延 …… 101
接力通信卫星链路 …… 274
轨道间链路 …… 188
星间通信 …… 496
实时链路 …… 411

存储与转发 ……40
卫星电视教育 ……467
太阳干扰 ……430
大容量干线卫星通信网 ……45
波束覆盖区 ……15
海事通信 ……198
移动通信网络 ……515
卫星直播系统 ……477
VSAT 数据通信网 ……454
网状方式连接 ……458
电视数字传输及数字压缩技术 ……108

[气象观测与预报]
全球气象卫星观测系统 ……378
极轨卫星气象观测 ……262
静止卫星气象观测 ……282
扫描辐射计 ……397
大气探测器 ……44
大气窗区通道 ……43
卫星云图 ……476
数字展宽云图 ……416
云分析图 ……529
水汽图 ……420
风矢量 ……157
温湿廓线 ……480
全球气候监测 ……378
云参数 ……529
天气尺度云系 ……439
中小尺度云系 ……562
气象卫星资料接收处理系统 ……367
气象卫星资料预处理 ……367
射出长波辐射 ……401

[导航定位]
卫星导航 ……465
粗捕获码 ……39
精确码 ……279
GPS 差分定位 ……163
卫星导航系统参数 ……466
卫星导航注入站 ……466
多普勒测速定位 ……122
时间测距导航定位 ……409
定位误差 ……113
伪随机码测距 ……464
伪距 ……464
侧音 ……22
测距误差 ……22
测速精度 ……24
授时精度 ……413
轨道预报精度 ……190
导航测量参数及其精度 ……81
目标动态特性测量精度 ……344
全国多普勒卫星三角网 ……376
应急位置指示无线电信标 ……519
航向点导航 ……231
多星定位制 ……123
单星定位制 ……48
测角定位法 ……22
测向交叉定位法 ……24
卫星交通管制 ……471

[减灾与救援]
卫星救援 ……471
灾害救援系统 ……532
应急反应和灾害救助 ……518
科斯帕斯—萨尔萨特搜索救援卫星系统 ……294
全球海上遇险与安全系统 ……378
遇险定位 ……524
卫星紧急无线电示位标 ……471
卫星灾害监测与预报 ……476
卫星地震预报 ……466
遥感地震监测 ……507

[环境观测]
卫星遥感环境监测 ……475
卫星海洋监视 ……469
卫星海洋观测系统 ……469
叶绿素变化监测 ……508
臭氧层监测 ……33
海面温度 ……197
植被指数 ……555
卫星自然灾害监测 ……479
卫星生态环境监测 ……472
卫星草原森林监护 ……464
卫星农业估产 ……471
空间海洋学 ……303
卫星海洋遥感 ……470
卫星海洋环境监测 ……469
卫星海图测绘 ……469
卫星海冰监测 ……468

[侦察与勘测]
卫星侦察 ……477
卫星照相侦察 ……477
多光谱照相侦察 ……120
载人航天侦察 ……539
航天电子侦察 ……201
对地观测系统 ……116
战略侦察任务 ……544
卫星核爆炸探测 ……470
卫星资源普查 ……479
卫星测距 ……465
卫星重力梯度测量 ……478
对卫星的光学观测 ……117
卫星光学观测 ……468
图像定位精度 ……445
胶片舱返回方式 ……272
地图修测 ……97
测绘地图 ……22
卫星多普勒观测 ……467
航天摄影 ……221
航天摄影测量 ……221
航天摄影测图系统 ……222
遥感图像制图 ……507
境外测绘 ……282
大地水准面 ……41
卫星大地测量 ……465
卫星成像图片 ……465
三球面交会测量原理 ……396
激光高度计 ……258
战场地形地理信息 ……541
全球重力场模型 ……379
地球数字三维地图 ……95
地球表面高程数据库 ……93

[空间环境利用]
空间资源 ……316
月球资源 ……528
空间高远位置 ……303
空间生物技术 ……309
空间实验 ……309
空间制造 ……316
空间材料加工 ……298
空间微重力物理效应 ……312
空间晶体生长 ……307
高纯玻璃熔炼 ……166
难混合金凝固 ……350
空间复合材料加工 ……302
区域熔化 ……375
澄清凝固 ……31
无接触加工 ……483
自由流动电泳 ……578
等电聚焦 ……86
无重力对流 ……485
自约束成型 ……578
重熔再结晶 ……32
功率移动法 ……172
空间材料加工设备 ……299
溶液晶体生长装置 ……391
空间药物生产 ……314
人造月亮 ……388
空间生产 ……309
空间诱导育种 ……315

太阳光照辐射 ……430
空间微重力试验 ……312

[发射与地面保障设备]

[综合概念]

航天发射场 ……202
发射阵地 ……134
发射勤务保障 ……133
技术阵地 ……265
导弹试验靶场 ……72
导弹地面设备 ……58
固定式导弹地面设备 ……174
机动式导弹地面设备 ……255
定向发射 ……113
跟踪瞄准发射 ……171
模拟发射 ……341
应急发射 ……518
应急投弃 ……518
弹射式发射 ……433
投放式发射 ……444
热发射 ……385
自推力发射 ……577
冷发射 ……328
外推力发射 ……457
发射条件 ……134
发射技术 ……132
发射方式 ……131
运载器装配—测试—发射模式 ……531
机动发射 ……255
井态发射 ……280
车态发射 ……29
坑道式导弹发射 ……297
变深度发射 ……12
舰艇发射 ……269
低比压场坪发射 ……86
水下运载器发射 ……421
发射工艺流程 ……132
待机阵地 ……46
发射可靠性 ……133
射前生存能力 ……402
水平装填 ……420
水平对接 ……419
全方位快速对点 ……376
抗核加固 ……292
多波段伪装 ……117
导弹弹射内弹道 ……73

[发射设施与车辆]

发射区 ……134
航区 ……199
落区 ……335
航天器发射设施 ……210
地面发射设备 ……92
发射工位 ……132
活动发射平台 ……244
瞄准系统 ……341
导流槽 ……81
脐带塔 ……363
摆杆 ……4
高压室 ……170
水室 ……420
初容室 ……33
可伸缩初容室 ……297
弹射动力装置发控台 ……433
非电传爆系统 ……152
易碎盖 ……515
快速起竖调平系统 ……321
全行程锁紧液压缸 ……379
横置存储式伺服机构 ……235
串通式油气悬架 ……35
半挂车动液同步转向系统 ……6
半挂车液压转向驱动桥 ……6
静液限压补油装置 ……282
零高度逃逸试验台 ……332
多点调平 ……119
提拉式导弹弹射装置 ……437
导弹纵向锁定机构 ……80
导弹模拟器 ……69
电连接器分离机构 ……107
地下发射井 ……97
导弹发射装置 ……60
牵制释放发射装置 ……369
导弹水下发射装置 ……73
弹射动力装置 ……433
弹力发射动力装置 ……433
导弹发射平台 ……59
单联装导弹发射装置 ……47
多联装导弹发射装置 ……121
机动式导弹发射系统 ……255
导轨式导弹发射装置 ……80
发射架 ……132
半挂式导弹发射架 ……7
发射装置液压系统 ……135
发射装置随动系统 ……135
发射场坪 ……131
箱式导弹发射装置 ……491
发射箱(筒) ……134
多联装发射箱(筒) ……121
倾斜发射装置 ……374
插拔装置 ……25
垂直发射装置 ……36
多联装垂直发射装置 ……121
导弹发射车 ……59
导弹运输起竖发射车 ……78
履带式机动发射车 ……335
轮式装甲发射车 ……335
铁路机动发射列车 ……442
多功能发射车 ……119
活动发射平台驱动控制车 ……244
电驱动轮式载车 ……108
复合材料发射筒 ……160
发射装置伺服系统 ……135
筒弹刚柔转换吊具 ……444
发射稳定平台 ……134
弹射缓冲装置 ……433
保调温系统 ……8
弹体保护筒 ……53
筒弹对接装置 ……444

[测试、指控设施与车辆]

发射指挥控制中心 ……135
地面测试发控系统 ……91
地面定位定向系统 ……92
航天遥测设备 ……225
井下瞄准设备 ……280
艇上瞄准设备 ……442
陀螺寻北仪 ……452
防空导弹制导站 ……146
反舰导弹分布式测试发控系统 ……137
制导雷达 ……556
VXI 总线 ……454
VXI 测试设备 ……454
CAMAC 测试设备 ……18
CAMAC 总线 ……18
方位瞄准车 ……143
导弹定位定向车 ……58
检测控制车 ……267
搜索指挥车 ……424
导弹测试车 ……57
导弹测控车 ……56
通信指挥车 ……443
发射控制车 ……133
发射控制台 ……133
时间统一系统 ……410

[技术保障设施与车辆]

飞船装配测试厂房 ……150
有效载荷装配测试厂房 ……521
垂直总装测试厂房 ……37
逃逸塔装配测试厂房 ……436
运载火箭装配测试厂房 ……530

航天器装配测试厂房 ……219
液氢燃烧池 ……510
转载间 ……570
测试区 ……24
加注系统 ……266
供气系统 ……174
制气设备 ……559
气体贮存、分配与输送设备 ……366
火箭/导弹运输设备 ……246
火箭/导弹装卸设备 ……246
水平装填系统 ……420
垂直装填系统 ……37
导弹起竖设备 ……70
液氢加注系统 ……510
液氧加注系统 ……513
液氮加注系统 ……509
加注测控系统 ……266
加泄控制台 ……265
液氧泵 ……513
过冷器 ……194
低温连接器 ……88
氦供气系统 ……199
氮供气系统 ……56
配气台 ……354
气管连接器 ……365
中频逆变电源 ……562
环境控制系统 ……241
弹体保温运输箱 ……53
飞船/整流罩垂直封装设备 ……150
有效载荷/整流罩垂直封装设备 ……521
整流罩装配型架 ……551
导弹包装箱 ……56
导弹吊具 ……58
装填筒 ……571
两足步行式连续推进装置 ……332
吊篮 ……112
火箭分级运输车 ……249
航天器运输车 ……219
弹体滚转支架车 ……53
自动化运输装弹发射车 ……574
转轨车 ……570
导弹铁路运输车 ……74
箭体铁路运输车 ……270
推进剂铁路运输车 ……449
液氢铁路加注运输车 ……510
整流罩铁路运输车 ……551
逃逸塔水平公路运输车 ……436
飞船/整流罩组合体垂直运输气垫车 ……150
卫星/整流罩垂直公路运输车 ……477
飞船/整流罩组合体垂直公路运输车 ……150
飞船垂直公路运输车 ……149
挂弹车 ……182
电源车 ……109
发射阵地电源车 ……135
牵引取力发电装置 ……368
变速恒频发电系统 ……12
静止变频电源 ……282
空调净化牵引车 ……320
气源车 ……368
充气车 ……31
氧化剂加注车 ……506
液氧(液氮)加注补加车 ……513
燃料加注车 ……381
中和吹洗车 ……562
导弹公路运输车 ……61
支承车 ……554
装弹车 ……570
导弹装填运输车 ……79
机械维修车 ……256
电子维修车 ……111

[试验与测控]

[内外场试验]

导弹武器系统使用性能考核试验 ……75
全弹/箭试验 ……376
导弹研制性飞行试验 ……77
导弹鉴定性飞行试验 ……69
导弹批抽检飞行试验 ……69
闭合回路飞行试验 ……10
导弹/火箭振动试验 ……67
导弹/火箭结构动力试验 ……65
火箭动态试验 ……246
单元测试 ……48
综合测试 ……579
功能测试 ……173
联合测试 ……331
水平测试 ……419
垂直测试 ……36
风洞试验 ……157
水洞试验 ……418
全弹测力试验 ……376
压强分布试验 ……504
导弹系统仿真试验 ……76
导弹外场试验 ……75
导弹飞行试验 ……60
导弹故障分析试验 ……62
自然环境试验 ……576
导弹地面设备试验 ……58
电磁兼容性试验 ……102
温度冲击试验 ……479
湿热试验 ……408
低温低压试验 ……88
霉菌试验 ……337
沙尘试验 ……398
太阳辐照试验 ……429
离心试验 ……329
振动试验 ……549
冲击试验 ……31
复合环境试验 ……161
运输试验 ……529
贮存实验 ……569
静力试验 ……281
气密试验 ……366
导弹使用环境试验 ……71
导弹淋雨试验 ……69
导弹盐雾试验 ……77
试验室运输振动试验 ……412
导弹发射试验 ……60
导弹火控系统精度试验 ……67
增压系统试验 ……541
导弹地面抛物模拟试验 ……58
导弹级间分离试验 ……68
铰链力矩试验 ……274
可靠性试验 ……296
航天器可靠性试验 ……214
空间环境模拟试验 ……305
载人航天空间环境模拟试验 ……538
航天器热循环试验 ……217
航天器声环境试验 ……217
热真空试验 ……387
热平衡试验 ……386
航天器表面充放电模拟试验 ……209
弱磁场环境模拟试验 ……393
真空冷焊和干摩擦试验 ……548
紫外辐照试验 ……573
航天器热缩比模拟试验 ……216
粒子辐照环境模拟试验 ……330
原子氧环境模拟试验 ……524
微流星体与空间碎片环境模拟试验 ……462
航天器力学环境试验 ……215

航天器振动环境试验 …………219
星箭分离系统地面试验 ………496
航天器冲击环境试验 …………210
空间环境工程 ……………………304
空间环境模拟器 …………………304
高真空 ……………………………170

[测试检查]

火工品测试 ………………………245
控制系统现场用三自由度仿真平台 ………………………320
系统合练 …………………………487
地面联试 …………………………92
环境应力筛选 ……………………241
威布尔分布 ………………………459
浴盆曲线 …………………………522
老炼 ………………………………324
导弹遥测系统测试 ………………77
惯性安全自毁系统的测试与试验 …………………………182

[测控测量]

航区测控站 ………………………199
导弹测控 …………………………56
起始段测控 ………………………363
超程自毁控制 ……………………27
导弹／火箭遥测系统 ……………67
潜地导弹水下遥测 ………………370
战斗弹遥测 ………………………543
飞行器轨迹自主式测量 …………151
外弹道测量 ………………………456
靶场测量设备 ……………………4
弹道测量体制 ……………………49
弹载测控设备 ……………………55
遥测信号接收站 …………………506
弹载天线方向图设计 ……………55
指挥监控系统 ……………………555
无线电安全自毁系统 ……………483
惯性安全自毁系统 ………………182
外弹道测量系统 …………………457
弹道照相机 ………………………52
高速摄影机 ………………………169
无线电跟踪测量系统 ……………484
无线电干涉仪系统 ………………483
导弹测控系统 ……………………56
引导系统 …………………………516
监视显示系统 ……………………267
数据处理系统 ……………………415
时间频率统一系统 ………………410
测控通信系统 ……………………23
跟踪与数据中继卫星系统 ………172
统一测控系统 ……………………444
卫星地面保障通信系统 …………466
高精度测量带 ……………………167
多目标测量 ………………………122
最优观测几何 ……………………583
校飞 ………………………………274
最佳弹道估计 ……………………583
主动段测控 ………………………566
自由段测量 ………………………578
再入段测量 ………………………532
落点预报 …………………………335
目标特性测量 ……………………347
安全管道 …………………………2
航天测控 …………………………200
航天指挥控制中心 ………………231
航天测控网 ………………………200
航天测控站 ………………………201
测量飞机 …………………………23
测控覆盖率 ………………………23
入轨段测控 ………………………392
运行段测控 ………………………529
返回段测控 ………………………140
轨道测量 …………………………188
大回路演练 ………………………41
测控计划 …………………………23
系统联调 …………………………488
航天器长期管理 …………………210
天地对接测试 ……………………437
起飞零点 …………………………363
天地通信 …………………………438
远程监控 …………………………525
航天器测控 ………………………209
航天器遥测 ………………………218
航天器遥控 ………………………219
卫星激光测距 ……………………470
航天器跟踪测轨 …………………211
时间同步 …………………………410
时间同步信息 ……………………410

[电子与信息技术]

[计算机与仿真]

星载计算机 ………………………498
弹载计算机 ………………………55
增量计算机 ………………………540
超微型计算机 ……………………28
量子计算机 ………………………332
抗恶劣环境计算机 ………………290
空间计算机 ………………………307
制导计算机 ………………………556
地图匹配计算机 …………………97
相关计算机 ………………………490
加固计算机 ………………………265
抗辐射加固计算机 ………………291
防信息泄漏计算机 ………………147
精简指令集计算机 ………………278
精简指令集计算机设计 …………278
制导律 ……………………………558
导引方程 …………………………82
弹载计算机抗核加固 ……………55
星载固态海量存储器 ……………498
系统仿真 …………………………487
防空导弹武器系统仿真 …………145
仿真建模 …………………………148
数字仿真 …………………………416
数学仿真 …………………………415
仿真计算机 ………………………148
嵌入式软件全数字仿真测试平台 ………………………373
嵌入式软件全数字仿真运行平台 ………………………373
嵌入式软件半实物仿真测试平台 ………………………372
嵌入式软件测试平台 ……………372
嵌入式软件安全性 ………………372
嵌入式软件开发环境 ……………372
嵌入式软件开发工具 ……………372
嵌入式软件测试工具 ……………372
嵌入式软件 ………………………372
仿真算法 …………………………148
仿真软件 …………………………148
仿真语言 …………………………148
智能化仿真软件 …………………560
制导控制系统仿真 ………………556
雷达目标与环境仿真 ……………326
红外目标与环境仿真 ……………237
引信启动区与引战配合仿真 ……………………………516
指挥控制系统仿真 ………………555
战术运用仿真 ……………………547
航天器虚拟样机 …………………218
分布交互仿真 ……………………154
故障对策仿真 ……………………181
训练仿真器 ………………………503
综合仿真环境 ……………………579
高级体系结构 ……………………167
计算机生成兵力 …………………264
校核，验证，确认 ………………274
联邦和联邦成员 …………………330
聚集级仿真协议 …………………284
航天型号软件工程 ………………224
航天型号软件测试 ………………224

实时操作系统 ……411
交叉编译程序 ……270
电磁兼容性 ……102
电磁脉冲 ……102
圆片规模集成 ……525
容差分析 ……390
故障覆盖率 ……181
分级分布式系统 ……155
可靠性分配 ……296
潜在通路分析 ……371
电浪涌 ……105
环境防护设计 ……241
热备份 ……384
冷备份 ……327
温备份 ……479
三模冗余 ……395
混合冗余 ……243
纠1位错／检2位错技术 ……283
串行数据总线 ……35
闩锁 ……416
板级阻尼 ……5
微型控制器 ……463
伽马瞬态剂量率 ……164
微程序设计技术 ……459
点火方程计算 ……100
容错设计 ……390
容错管理 ……390
故障模拟 ……181
故障恢复技术 ……181
故障检测、隔离和恢复技术 ……181
锁相技术 ……425
多微计算机系统 ……123
单点故障 ……46
串行通信 ……35
商用现役产品 ……399
故障注入 ……181
自主性 ……579
健壮性 ……268
并发处理 ……14
实时计算 ……411
监视定时器 ……266
实时关机 ……411
数据装定 ……415
软件过程评估 ……392
软件配置管理 ……393
软件能力成熟度模型 ……393
多武器平台仿真 ……123
基于仿真的采办 ……257
[雷达与电子对抗]
自适应电子对抗技术 ……577
防空体系电子对抗设计 ……146
GPS对抗 ……163
雷达目标特征信号 ……326
角闪烁 ……273
目标极化特性和相位特性 ……345
散射中心 ……397
紧缩场技术 ……277
目标识别 ……346
特征信号提取 ……437
特征空间变换 ……436
目标特征控制 ……347
辐射强度 ……160
制导雷达结构总体设计 ……557
固态相控阵天线 ……176
数字波束形成天线 ……415
卡塞格伦天线 ……288
卡塞格伦单脉冲天线 ……288
赋形波束反射面天线 ……162
极化扭转反射面天线 ……263
毫米波天线 ……232
赋形双反射面天线 ……162
旋转相控阵天线 ……502
多面相控阵天线 ……122
圆顶相控阵天线 ……524
快速变极化单脉冲馈源 ……321
空间馈电相控阵天线 ……307
强制馈电相控阵天线 ……373
非相参频率捷变雷达发射机 ……152
前向波管雷达发射机 ……369
固态收发模块 ……176
正交鉴相器 ……553
瞬时自动增益控制 ……423
时间灵敏度控制 ……410
单脉冲接收机 ……47
线性调频波形 ……490
制导雷达的信号处理 ……557
制导雷达显示器 ……558
相位编码脉冲压缩技术 ……492
数字波束形成接收机系统 ……415
制导站坐标跟踪系统 ……559
制导雷达控制指令形成系统 ……557
制导雷达遥控指令发送系统 ……558
制导雷达监测系统 ……557
制导雷达信号模拟系统 ……558
制导雷达伺服系统 ……558
边扫描边跟踪系统 ……11
空情电子对抗态势侦察和监视系统 ……319
空中辐射源定位与攻击系统 ……320
导弹制导体制抗干扰 ……79
制导雷达抗干扰技术 ……557
天线抗干扰技术 ……440
无线电引信抗干扰技术 ……484
发射机抗干扰技术 ……132
接收机与信号处理的抗干扰 ……274
雷达导引头抗干扰技术 ……325
雷达导引头体制抗干扰 ……325
抗干扰发射波形设计技术 ……292
制导指令传输系统抗干扰技术 ……559
设置角度门抗干扰技术 ……401
抗距离门拖引干扰技术 ……293
跟踪干扰源技术 ……171
抗速度欺骗干扰 ……293
极化选择抗干扰 ……263
低旁瓣天线技术 ……88
抗角度欺骗干扰 ……292
抗同期和准同期脉冲干扰 ……294
抗分程同步欺骗编码干扰 ……290
抗指令欺骗编码干扰 ……294
抗连续波噪声干扰 ……293
抗大功率脉冲阻塞干扰 ……289
抗杂乱脉冲干扰 ……294
抗突发束脉冲干扰 ……294
极化滤波抗干扰 ……263
无线电引信扩谱技术 ……484
抗反辐射导弹技术 ……290
雷达抗反辐射导弹总体设计 ……326
对反辐射导弹的探测、告警和诱偏 ……116
防空导弹武器系统反隐身技术 ……145
雷达组网与数据融合技术 ……327
双频段制导雷达 ……418
无源探测 ……485
典型电磁威胁环境 ……100
干扰效果评定准则 ……164
雷达抗干扰改善因子 ……326
雷达烧穿距离 ……326
电子对抗数字仿真 ……110
电子对抗数据库 ……110
目标模拟设备 ……345
干扰模拟设备 ……164

电子干扰环境模拟试验室 ······110
防空导弹体系级电子对抗 ······145
防空导弹武器系统级电子对抗 ······146
防空导弹分系统级电子对抗 ······144
多传感器网 ······118
[光电技术]
红外背景抑制 ······235
环境光辐射特性 ······241
谱带模型 ······361
光电综合电子战设备 ······184
曳光弹干扰 ······509
激光破坏光学传感器武器 ······259
综合光电对抗 ······579
定向红外干扰 ······113
抗激光加固 ······292
光学诱饵 ······186
[C^3I系统]
战略导弹C^3I ······543
战术导弹C^3I ······546
弹道导弹C^3I ······49
防空导弹C^3I系统 ······144
舰载导弹C^3I系统 ······269
反舰导弹C^3I系统 ······137
C^3I系统攻防对抗 ······18
C^3I系统综合效能模型 ······19
C^3I系统人工智能技术 ······19
反战略导弹C^3I系统 ······140
反战术导弹C^3I系统 ······140
反巡航导弹C^3I系统 ······139
战略导弹部队空间侦察技术 ······543
战略导弹部队通信设备 ······543
地基监视跟踪系统 ······91
弹道导弹预警系统 ······50
天基监视跟踪系统 ······438
机载预警／地面设备一体化系统 ······257
助推段监视跟踪系统 ······567
自动化防空指挥控制系统 ······574
防御有限攻击的全球保护系统 ······147
超远程警戒雷达 ······28
超远程跟踪雷达 ······28
防空导弹制导雷达组网 ······146
[电子元器件技术]
门阵列设计技术 ······339
SOI工艺技术 ······395
抗辐射加固工艺技术 ······290
抗静电设计技术 ······293
抗闩锁设计技术 ······293
现场可编程门阵列 ······489
超高速集成电路硬件描述语言 ······27
系统芯片及多芯片模块集成 ······488
破坏性物理分析 ······361
集成电路抗静电特性 ······263
全温区范围 ······379
微机电系统 ······461
半导体传感器 ······6
倒装焊技术 ······85
飞针测试 ······152
集成电路容错设计 ······264
实时内核 ······411
高效应力筛选 ······169
电路故障隔离 ······107
可测性设计 ······295
测试故障覆盖率 ······24
测试码自动生成 ······24
边界扫描测试 ······11
事件驱动测试方法 ······412
抗辐射加固元器件 ······291
宇航标准 ······521
绝缘体上硅集成电路 ······286
外延CMOS ······457
复杂可编程逻辑器件 ······161
失效分析 ······407
抗辐射加固设计技术 ······291

[推进剂与航天材料]
[综合概念]
火箭推进剂 ······250
氧化剂 ······505
燃烧剂 ······382
高能推进剂 ······169
无烟／少烟推进剂 ······484
低特征信号推进剂 ······88
洁净推进剂 ······275
冲击感度 ······31
摩擦感度 ······342
静电感度 ······280
自燃危险性 ······576
推进剂危险性 ······449
推进剂毒性 ······447
推进剂能量性能 ······449
推进剂力学性能 ······448
泄漏危险 ······494
排气污染 ······353
[固体推进剂]
固体火箭推进剂 ······177
均质推进剂 ······287
平台推进剂 ······360
异质推进剂 ······515
复合固体推进剂 ······161
聚硫推进剂 ······284
聚氨酯推进剂 ······283
端羟基聚丁二烯推进剂 ······116
端羧基聚丁二烯推进剂 ······116
硝酸酯增塑聚醚推进剂 ······493
叠氮推进剂 ······112
氟碳推进剂 ······158
热塑性推进剂 ······387
塑溶胶推进剂 ······425
凝胶推进剂 ······352
膏体推进剂 ······170
复合改性双基推进剂 ······160
硝胺推进剂 ······493
钝感推进剂 ······117
高燃速推进剂 ······169
缓燃推进剂 ······242
贫氧推进剂 ······359
燃气发生器推进剂 ······381
推进剂药柱 ······449
粘合剂 ······351
高能添加剂 ······169
增塑剂 ······541
固化剂 ······175
固化催化剂 ······175
燃速调节剂 ······383
键合剂 ······270
表面活性剂 ······14
链增长剂 ······331
固化 ······175
固体推进剂包覆层 ······179
老化 ······324
脆化 ······39
降解 ······270
组分相容性 ······581
化学安定性 ······240
热安定性 ······384
湿安定性 ······408
晶析 ······278
汗析 ······199
[液体推进剂]
液体推进剂 ······512
单组元液体推进剂 ······48
双组元液体推进剂 ······418
三组元液体推进剂 ······397

自燃推进剂 …… 576
非自燃推进剂 …… 152
可贮存推进剂 …… 297
预包装推进剂 …… 523
低温推进剂 …… 89
液氧 …… 513
过氧化氢 …… 194
四氧化二氮 …… 423
液氟 …… 509
液氢 …… 510
肼 …… 280
一甲基肼 …… 514
偏二甲肼 …… 358
混肼 …… 244
煤油 …… 337
烷烃 …… 458
[推进剂燃烧]
点火 …… 100
自燃 …… 576
自燃点火温度 …… 576
点火温度 …… 101
火箭发动机点火能量 …… 246
点火可靠性 …… 100
完全燃烧 …… 458
固体推进剂燃烧 …… 180
液体推进剂燃烧 …… 512
固液推进剂燃烧 …… 181
固体推进剂不完全燃烧 …… 179
液体推进剂不完全燃烧 …… 512
燃烧产物 …… 382
火箭发动机燃烧效率 …… 248
燃烧热 …… 382
火箭发动机燃烧不稳定性 …… 247
燃烧产物凝聚相 …… 382
两相流损失 …… 332
几何燃烧规律 …… 264
复相燃烧 …… 161
燃面 …… 381
初始燃面 …… 33
等面燃烧 …… 86
端面燃烧 …… 115
减面燃烧 …… 267
增面燃烧 …… 540
二次燃烧 …… 126
侵蚀燃烧 …… 373
终止燃烧 …… 563
火焰 …… 252
火焰锋 …… 253
火焰传播 …… 252
火焰传播速度 …… 253
火焰稳定性 …… 253
扩散火焰 …… 323
火焰温度 …… 253
羽流 …… 522
[航天材料]
航天器结构材料 …… 213
火箭喷管材料 …… 249
高密度合金惯性器件材料 …… 168
多孔金属过滤材料 …… 121
金属纤维 …… 276
多孔金属 …… 121
半硬磁合金 …… 7
软磁合金 …… 392
硬磁合金 …… 519
砷化铟 …… 403
砷化镓 …… 402
弹性合金 …… 434
热双合金 …… 387
膨胀合金 …… 358
钨渗铜 …… 482
烧蚀材料 …… 400
低密度烧蚀材料 …… 88
升华型烧蚀材料 …… 403
熔化型烧蚀材料 …… 390
碳化型烧蚀材料 …… 435
包覆材料 …… 8
高能量密度材料 …… 168
氧化物半导体 …… 506
硼纤维增强复合材料 …… 357
陶瓷纤维增强金属基复合材料 …… 436
纤维增强金属基复合材料 …… 489
碳/碳复合材料 …… 435
碳/环氧复合材料 …… 435
石墨/环氧复合材料 …… 409
混杂纤维复合材料 …… 244
三维增强复合材料 …… 396
玻璃纤维增强复合材料 …… 16
硫氧化碳/碳复合材料 …… 294
碳基防热材料 …… 435
陶瓷基防热材料 …… 436
树脂基防热材料 …… 414
先进柔性表面防热材料 …… 489
隔热材料 …… 171
深冷隔热材料 …… 403
有机隔热材料 …… 520
防热瓦 …… 147
分子筛材料 …… 156
碳化硼动压气浮轴承材料 …… 434
硅酮树脂 …… 187
酚醛树脂 …… 156
聚苯醚树脂 …… 284
聚氨酯树脂 …… 283
空间级有机硅树脂 …… 307
固态胺树脂 …… 175
聚酰亚胺复合铝箔 …… 285
耐热橡胶 …… 349
耐寒橡胶 …… 349
耐臭氧橡胶 …… 348
耐磨橡胶 …… 349
聚氨酯泡沫橡胶 …… 283
多孔材料 …… 121
发汗材料 …… 130
透波材料 …… 444
密封材料 …… 340
氧化铝陶瓷端面密封材料 …… 506
自润滑减磨密封材料 …… 577
阻尼减振材料 …… 581
阻尼涂料 …… 581
涂层材料 …… 446
防辐射涂层 …… 143
屏蔽涂料 …… 361
防护涂层 …… 143
水玻璃基涂层材料 …… 418
烧蚀涂料 …… 400
石英酚醛材料 …… 409
石英玻璃 …… 409
座舱玻璃 …… 584
耐热玻璃 …… 349
耐辐射玻璃 …… 348
耐辐射陶瓷 …… 348
微晶陶瓷 …… 461
光电材料 …… 183
导电胶 …… 80
结构隐身材料 …… 275
粘胶基碳纤维 …… 351
石棉酚醛材料 …… 409
碳酚醛材料 …… 434
耐原子氧材料 …… 349
耐高温粘接剂 …… 348
耐低温粘接剂 …… 348
模压材料 …… 341
层压材料 …… 25
砷化镓太阳电池材料 …… 402
功能薄膜 …… 173
辐射屏蔽材料 …… 160
火箭发动机内绝热材料 …… 247
火箭发动机外绝热材料 …… 248
热控材料 …… 386
相变温控材料 …… 491



aboluo gongcheng

“阿波罗”工程 Apollo project 又称“阿波罗”计划。美国于20世纪60～70年代组织实施的载人登月工程。 这一工程的目的是实现载人登月飞行和人类对月球的实地考察，它是世界航天史上具有划时代意义的一项成就。“阿波罗”工程开始于1961年5月，至1972年12月第6次登月成功结束，历时11年，总共耗资255亿美元。在工程高峰时期，参加工程的有2万多家企业、200多所大学和80多个科研机构，总人数超过30万人。整个“阿波罗”工程包括：(1) 确定登月方案；(2) 为登月飞行作准备的4项辅助计划；(3) 研制“土星”运载火箭；(4) 进行试验飞行；(5) 研制“阿波罗”飞船；(6) 实现载人登月飞行。运载“阿波罗”登月飞船的“土星”5号是一种巨型3级运载火箭，全长110.6 m，最大直径13 m，起飞质量2930 t，低轨道运载能力为127 t，逃逸轨道运载能力为48.8 t。“阿波罗”飞船由指挥舱、服务舱和登月舱3 个部分组成。在1966～1968年间进行了6次不载人试验飞行，在近地轨道验证飞船的指挥舱、服务舱和登月舱。1968～1969年，发射了“阿波罗”-7、8、9三艘飞船，进行载人飞行试验。1969年5月18日，由“阿波罗”-10(载两名航天员)进行登月全过程的演练。1969年7月20～21日，由“阿波罗”-11飞船(载3名航天员)首次实现人类成功登月。此后，至1972年12月19日又有5艘飞船登月成功，总共有12名航天员登上月球，创造了人类航天史的辉煌一页。



图1 “土星”5号运载火箭



图2 “阿波罗”飞船的登月舱

（撰写：卢 波 审订：朱毅麟）

ali'an xilie yunzai huojian

“阿里安”系列运载火箭 Ariane series launch vehicle 欧洲商用运载火箭系列。该系列已有“阿里安”1～5共5个型号或子系列，目前正在使用的是“阿里安”4和“阿里安”5。发射场在法属圭亚那的库鲁航天中心。“阿里安”1于1973年12月正式开始研制，1979年12月首次发射，到1986年退役时共发射11次。“阿里安”2和3的研制工作始于1980年7月。“阿里安”2于1986年首次发射，到1989年退役时共发射6次。“阿里安”3于1984年首次发射，到1989年退役时共发射11次。“阿里安”4于1982年开始研制，1988年6月15日进行了首次发射。根据捆绑助推器数量(0～4台)和类型(固体或液体)的不同，“阿里安”4又分为6个型号，地球同步转移轨道运载能力从1.9 t到4.2 t不等。“阿里安”5于1987年开始研制。它在结构上分为下部组合和上部组合两大部分。下部组合由低温主级和两台大型捆绑固体火箭助推器组成，上部组合由上面级、设备舱、整流罩、多星发射支架和有效载荷适配器等组成。“阿里安”5于1996年6月4日首次发射，但失败了。1997年第二次发射基本成功。1998年10月的第三次发射完全成功。“阿里安”5正在进行改进，在2005年底之前将逐步把地球同步转移轨道运载能力从目前的6 t提高到11～12 t。“阿里安”系列运载火箭是世界上最成功的商用运载火箭。截至2000年底，“阿里安”系列运载火箭共发射135次，失败7次，成功率94.8%。

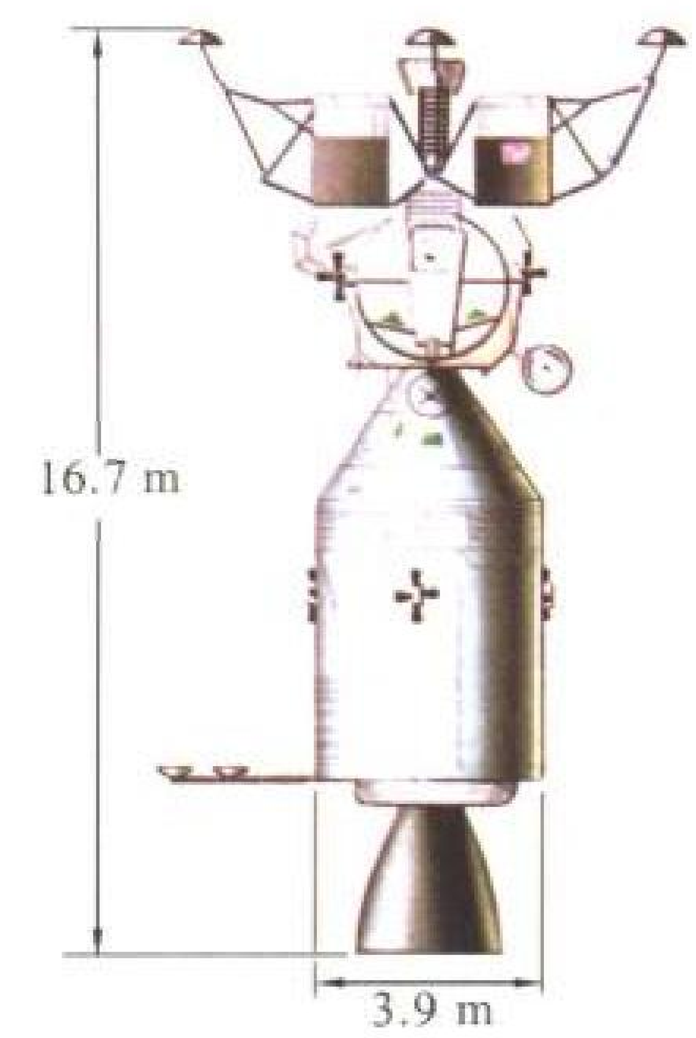
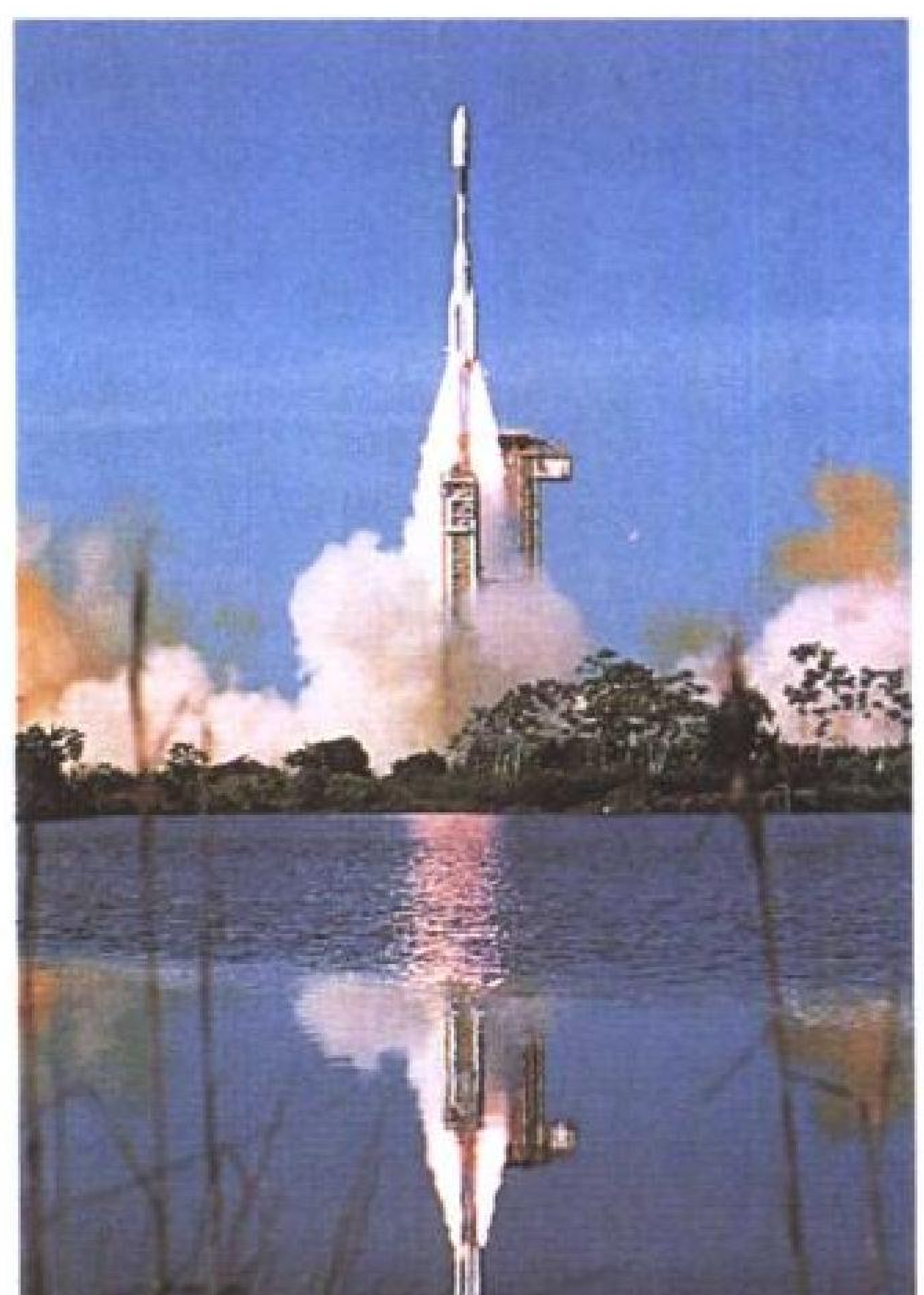


图3 连接在一起的登月舱、指挥舱和服务舱



“阿里安”4运载火箭发射

（撰写：孙广勃 审订：李双庆）

aiguozhe zengcheng lanjieqi

“爱国者”/增程拦截器 Patriot/Extended Range Interceptor (ERINT) “爱国者”PAC-3防空导弹武器系统中新的一种以反战术弹道导弹为主的导弹系统。它是一种陆基低层反

弹道导弹防御系统，是美国雷锡恩公司研制的“爱国者”防空导弹武器系统的最新改进型。“爱国者”改进计划开始于1985年，通过PAC−1、PAC−2两个阶段改进，使“爱国者”系统具有一定的反战术弹道导弹能力。海湾战争后，美国按反导要求对PAC−2系统进行进一步改进，实施PAC−3改进计划。改进计划分三步实施，第一步和第二步作为过渡阶段，对武器系统的雷达、指挥控制和通信等设备进行改进，而拦截导弹采用现有的PAC−2制导增强型导弹；第三步采用洛克希德·马丁公司研制的“增程拦截器”(ERINT)导弹作为PAC−3的拦截导弹的一种。“爱国者”PAC−3于1999年12月开始低速生产。一个“爱国者”火力单元由1部MSQ−104指挥车、1部经过改进的MPQ−53多功能相控阵雷达、8辆发射车(其中2～3辆发射车上携带新型PAC−3导弹，其余发射车上携带PAC−2导弹)、1辆改进的通信车和1辆电源车等组成。新型“爱国者”PAC−3导弹与“爱国者”PAC−2导弹相比，弹体缩小许多，每部“爱国者”导弹发射车由原4联装改为16联装。PAC−3导弹弹长5.2 m，弹径255 mm，质量316 kg，飞行速度6 *Ma*，采用抛撒型杀伤增强装置，反战术弹道导弹有效射程30 km。

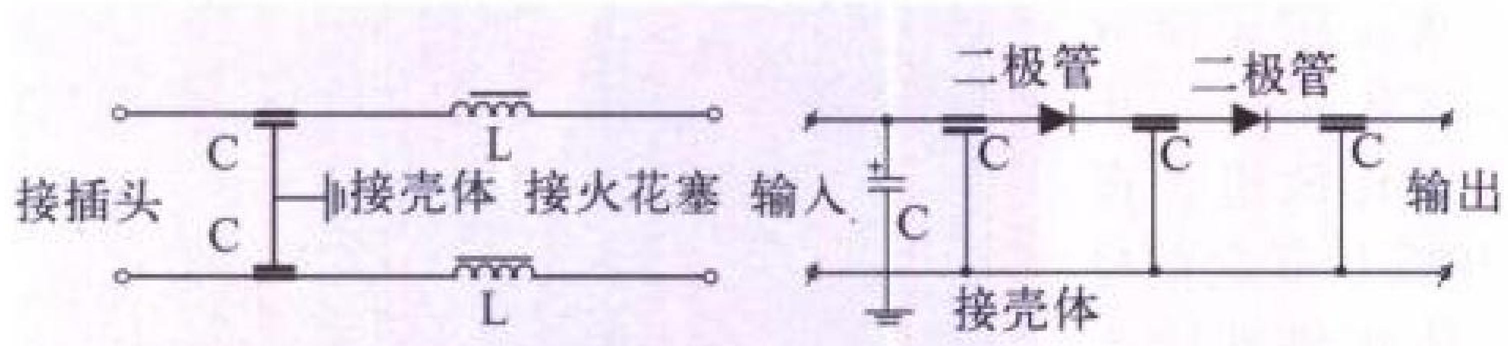


“爱国者”导弹系统在进行发射

(撰写：高雁翎　审订：王毓兰)

anquan baoxian jigou

安全保险机构 safety and arming device　防止发火元件意外发火而引起火箭发动机误点燃的装置。它分为电保险和机械保险两类。电保险常用滤波电路，在电发火管前的点火线路中接入一个由电感、电容组成的低通滤波器，将正常点火信号以外的高频干扰信号滤掉，保证电发火管不被其他射频电压意外点燃，如图1所示。电发火管一旦被意外点燃时，机械保险可以切断火焰传播，保证发动机不会被意外点燃，如图2所示。发动机不需点火时，活塞上的孔1对准通往贮气室A的孔，发火管与点火药之间的通道被堵塞，处于保险状态。需要点火时，解除闭锁状态，活塞上的孔2对准药盒通道，沟通电发火管与点火药之间的火道，保证火焰正常传播。



(a) LC低通滤波器原理图　(b) Π型RC低通滤波器原理图

图1 电保险电路图

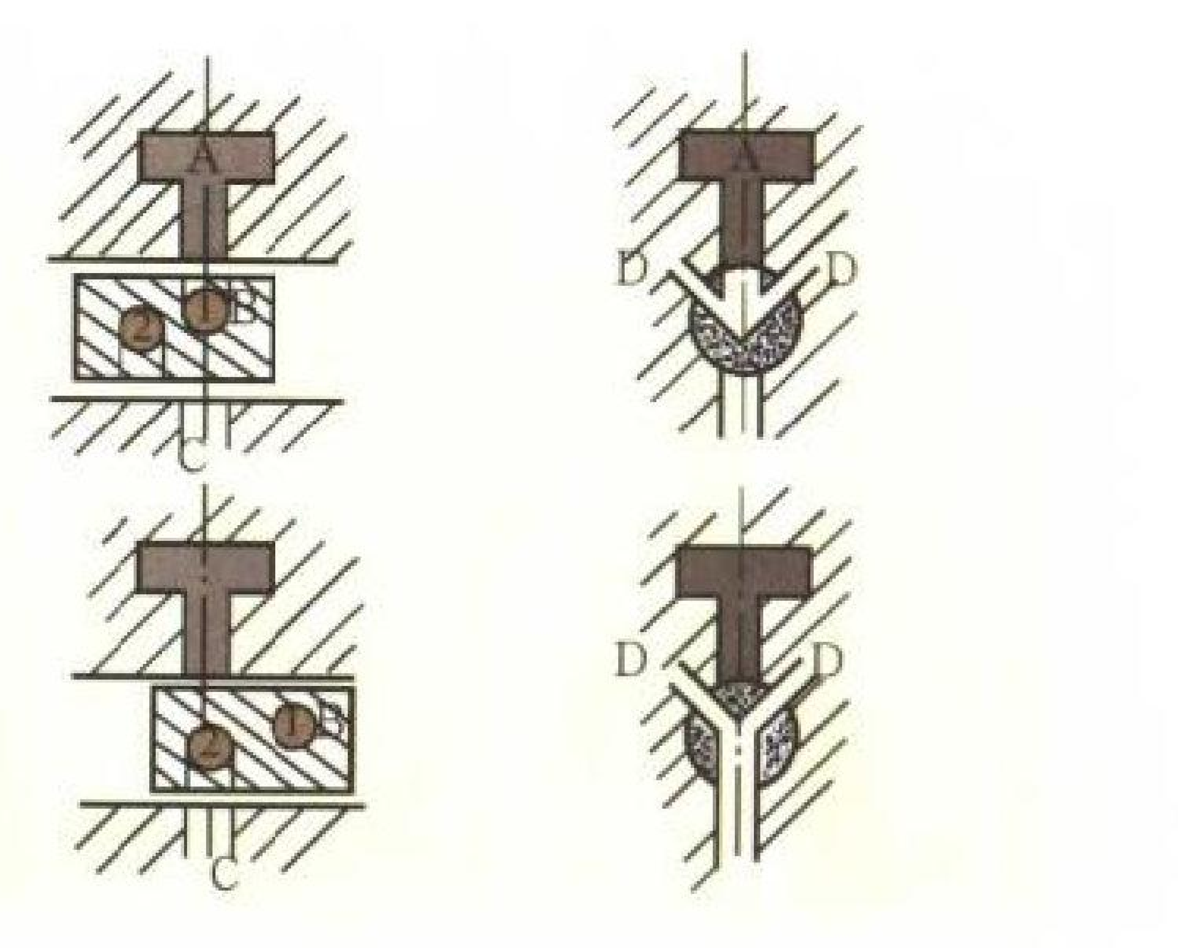


图2 保险机构示意图

A—贮气室；B—活塞；C—通向药盒；D—通向发火管

(撰写：胡善忠　审订：黄坚定)

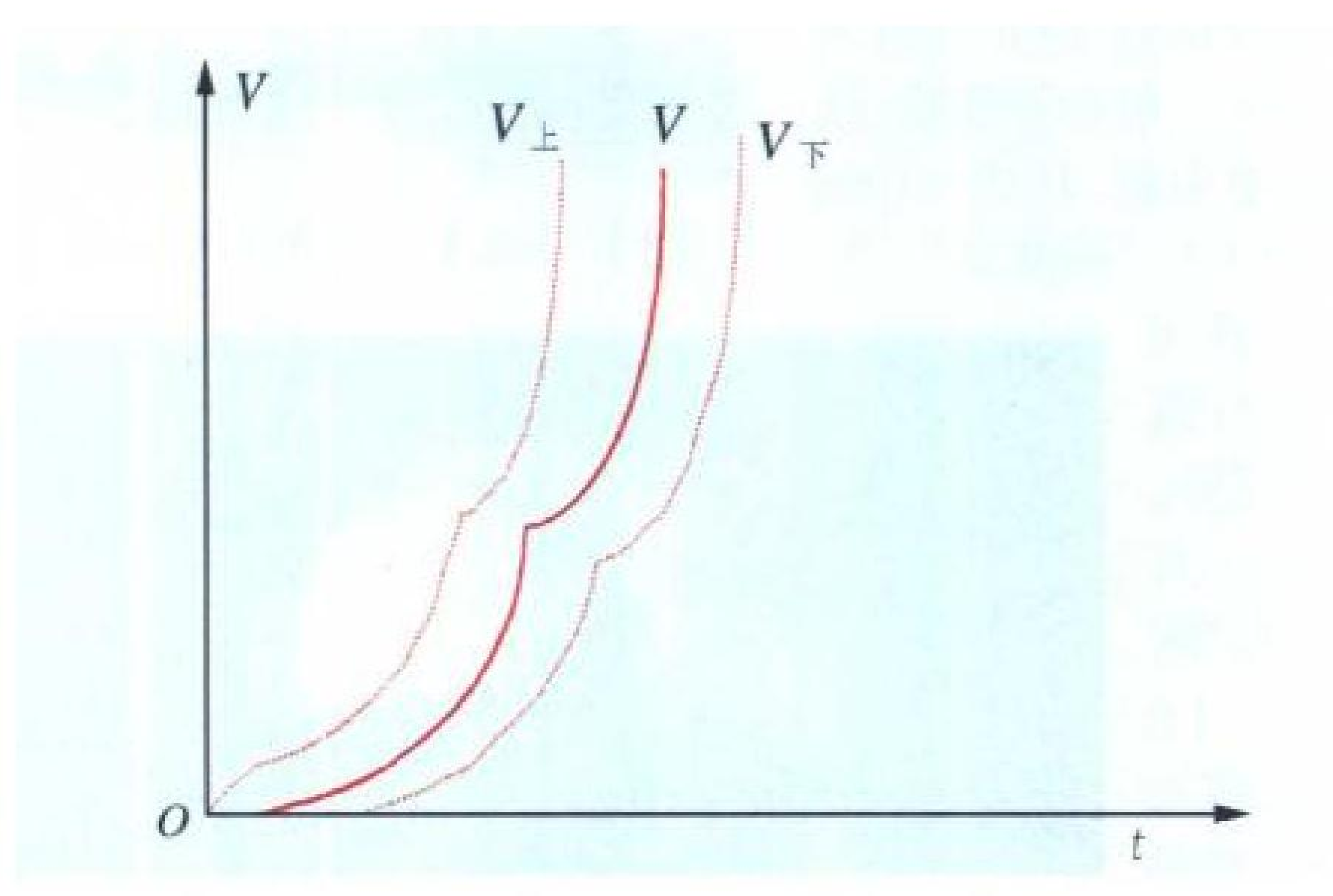
anquan gongzuo yali

安全工作压力 safety operating pressure　保证乘员舱安全的正、负压力差。载人航天器从起飞到返回地面的整个过程中，乘员舱的外部压力从地面大气压力降至真空，再由真空升高到地面大气压力。乘员舱要经受变化着的内、外压力差。乘员舱壳体既会受到正压力差(舱内压力高于外部压力)的作用，也会受到负压力差(舱内压力低于外部压力)的作用。在舱压为地面大气压力标准时，正压力差会达到1个大气压。在舱压为低压标准时，例如美国载人飞船的乘员舱的大气压力仅为地面大气压力标准的1/3，负压力差可达到地面大气压力标准的2/3。因此，任何载人航天器的乘员舱必须设计安全工作压力，并保证舱压控制在安全范围内。在舱内供气系统发生故障而造成向舱内泄压时，必须保证舱压低于109.9 kPa(最大正压差)的安全工作压力。参见*航天乘员舱压力制度*。

(撰写：尚传勋　审订：范合林)

anquan guandao

安全管道 safety corridor　允许导弹或运载火箭动力飞行的弹道参数偏离设计值的范围。安全管道由告警线和炸毁线两部分组成。判断导弹/火箭是否正常飞行的参数变化范围的上下界称为告警线，也称为故障管道，一旦导弹/火箭飞行轨迹超出告警线，安全控制系统即发出告警信号。故障管道的设计必须综合考虑干扰弹道、测量误差、计算误差、显示误差以及决策时延等因素。防止导弹飞出国境和故障弹/箭的主要残骸落入保护区的界线称为炸毁线，又为称安全边界线，一旦导弹/火箭飞行轨迹超出炸毁线，则将导弹/火箭



速度 *V* 的安全管道示意图

炸毁。安全边界线的设计主要考虑国界线和保护区域范围等因素，通常炸毁线应包围整个故障管道。

（撰写：刘利生　审订：黄学德）

anquan yuliang

安全裕量 safety margin 部件的最大破坏载荷超过设计载荷的部分与设计载荷的比值。它是部件设计中为了简单直观地判别所作设计是否满足设计要求而引入的概念。破坏载荷又分为计算破坏载荷和试验破坏载荷。鉴于试验破坏载荷是随被试部件随机变化的，故通常使用具有统计意义的计算破坏载荷作为衡量安全裕量的基准。由于导弹（火箭）设计中使用的设计载荷均已考虑了应有的安全系数，故设计合理的部件安全裕量应为不小于零而近于零的数。如果安全裕量过大，说明结构太笨重；如果安全裕量小于零，说明部件的设计未达到应有的强度或安全系数。

（撰写：严孝安　刘恒振　审订：王心清）

anquan zihui xitong

安全自毁系统 safety self-destruction system 为保证飞行试验的安全，在地面或在弹／箭上实时监测和判断飞行故障，当满足自毁条件时把故障弹／箭炸毁而终止飞行的系统。一般分为自主式安全自毁系统和遥控式安全自毁系统（亦称无线电安全自毁系统）。自主式安全自毁系统是由弹／箭自身携带的系统，可自行敏感，自行判别，并自动实施安全自毁。它一般由敏感与判别装置、安全控制器、爆炸装置和电源等组成（图1）。遥控自毁系统包括弹上安全自毁设备和地面安全控制系统（图2）。导弹或火箭飞行中，当发生故障并可能危害地面人员或设施的安全时，安全自毁系统在规定条件下发出自毁指令，由爆炸自毁装置在空中将导弹／火箭炸毁。安全自毁系统应满足很高的可靠性要求：(1) 要确保正常飞行的弹／箭不误炸，又要使必须炸毁的故障弹／箭及时可靠地炸毁；(2) 弹／箭不因设置安全自毁系统而降低可靠性；(3) 系统相对独立，不会因弹／箭其他系统故障而导致安全自毁系统失效。

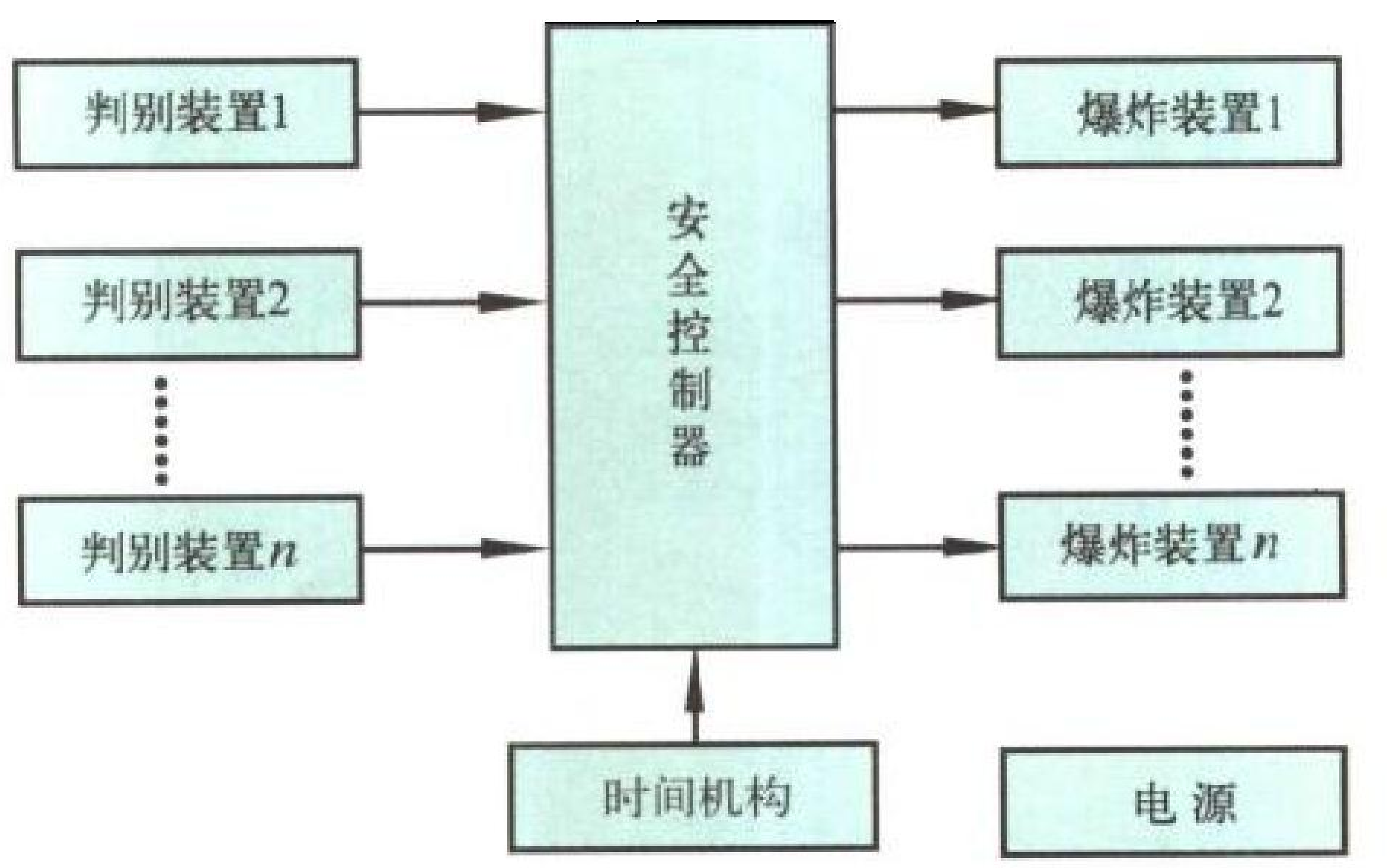


图1 自主式安全自毁系统原理框图

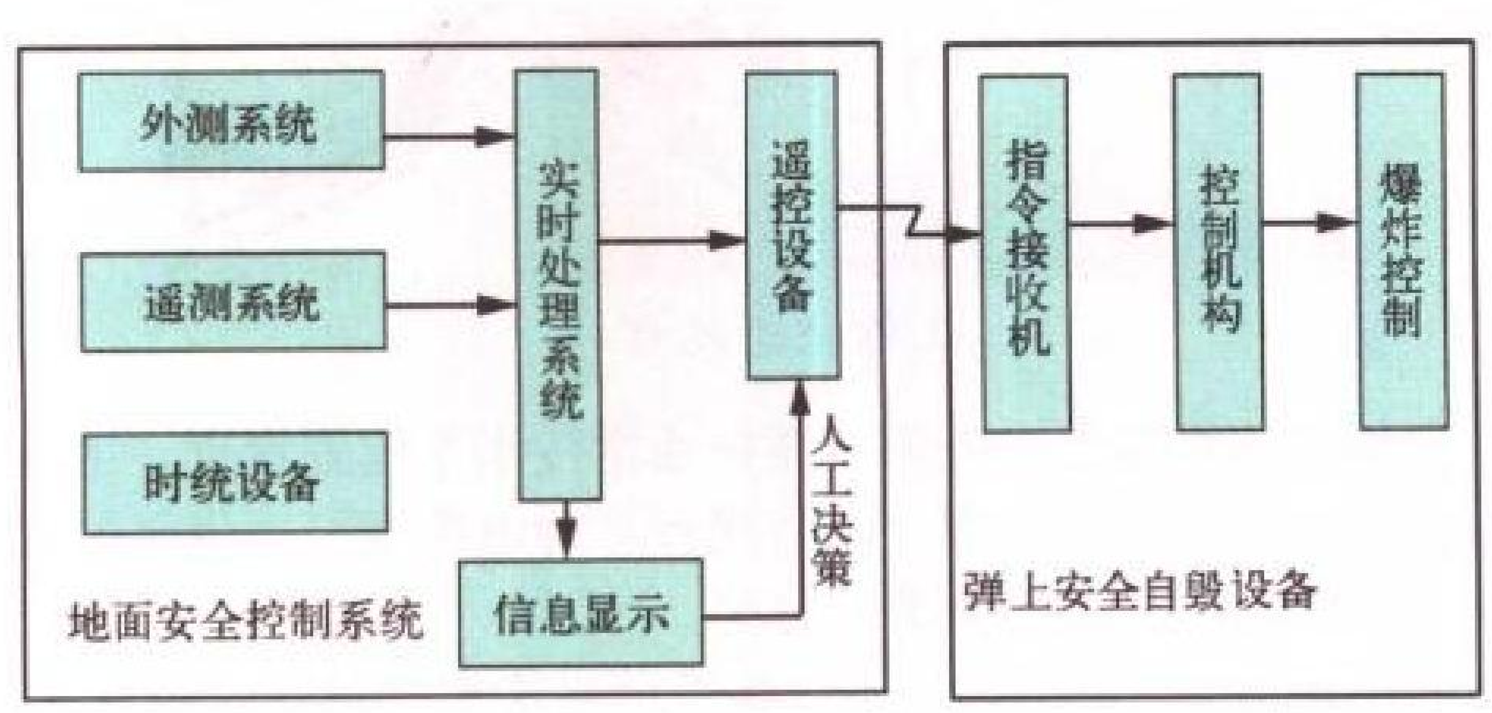
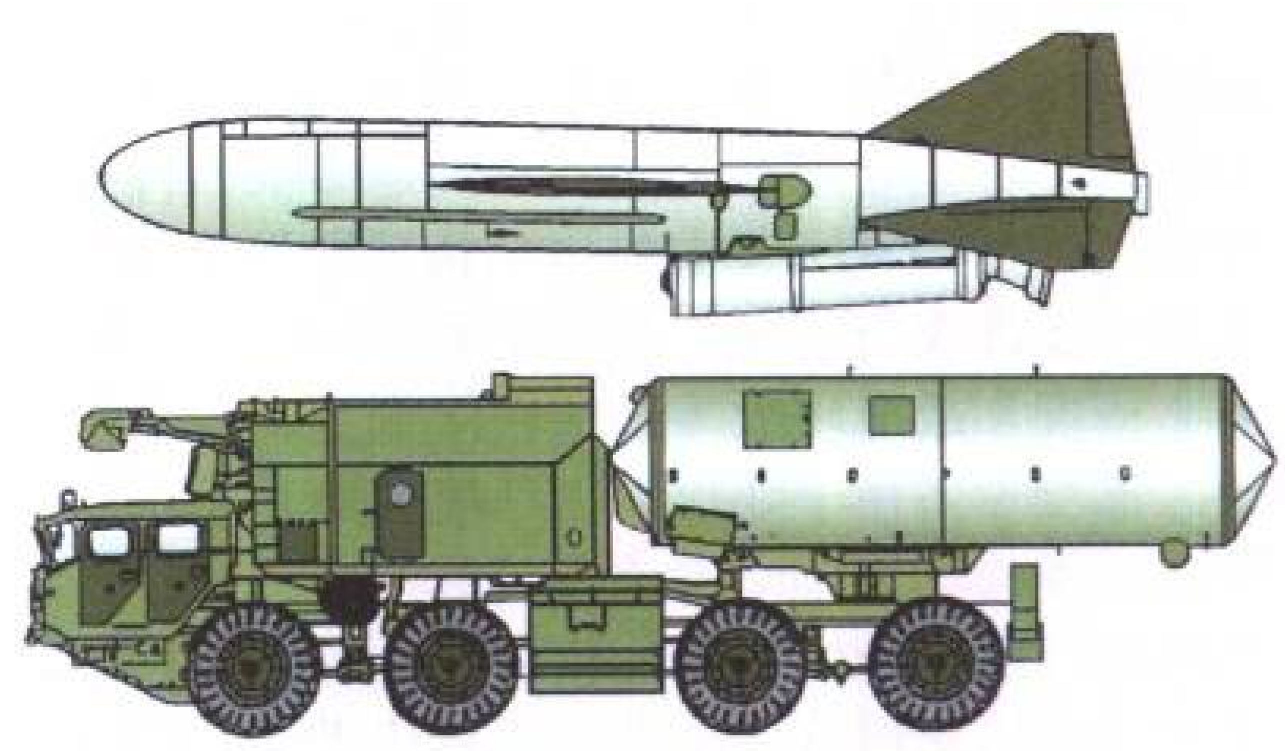


图2 遥控式安全自毁系统原理框图

（撰写：顾益群　刘利生　审订：黄学德）

anjian daodan

岸舰导弹 shore-to-ship missile 从海岸发射，攻击水面舰船的导弹，属反舰导弹之一。主要用于封锁重要海域或海区，守卫沿海战略要地，抵抗登陆作战。发射阵地有坑道化固定式和车载机动式两种。坑道化固定式发射装置平时置于有高强防护门的坑道内，战时载有准备好的导弹的发射装置可沿轨道行进至固定的发射场坪上执行作战任务；车载机动发射装置多用贮运发射箱。岸舰导弹外形与舰舰导弹相似，但结构尺寸、发射质量不像后者那样受到发射平台的严格约束。目标探测、指挥控制、导弹发射控制等系统及相关设备通常都分置于同一阵地中最有利于其正常工作的位置，其间靠无线或有线通信联系。岸舰导弹虽不能像舰舰、潜舰或空舰导弹那样在远海、远洋作战，但却是近海和内海防御作战时最有效的反舰武器之一。



岸舰导弹及其运输发射车示意图

（撰写：毕士冠　审订：黄瑞松）



bachang celiang shebei

靶场测量设备 range instrumentation 导弹试验场用于测量导弹飞行弹道、获取遥测参数、观测目标特性及测定弹头落点位置的技术设备，主要包括无线电外测设备、光电测量设备、遥测设备、目标特性测量设备和落点测量设备等。无线电外测设备主要包括干涉仪测量系统、多站制测量系统和脉冲测量雷达。通常干涉仪测量系统和多站制测量系统构成高精度测量带，联合测量导弹主动段和部分自由段弹道参数。脉冲测量雷达主要测量弹道参数，并兼测弹头落点位置。光电测量设备主要用于拍摄导弹起飞时的离架漂移量和初始段飞行情况，记录导弹飞行实况（飞行姿态、级间分离情况和故障现象等），精密测量主动段和再入段弹道参数。遥测设备用于获取弹上环境参数和系统的工作状态参数以及弹头触地（水）参数。目标特性测量设备用于测量弹头的雷达散射特性及红外辐射特性等。落点测量设备利用多台交会信息粗略计算弹头落点位置，用于实时报靶。随着科学技术的发展和武器试验的需要，靶场测量设备将会进一步补缺配套，提高系统测量精度。“导航星”全球定位系统由于具有精度高、测量弧段长、不受气候条件影响等特点，有可能成为导弹弹道测量的主要手段。目标特性测量手段将会增强，弹头再入场区将配置相控阵雷达，用于测量再入多目标空域分布参数和雷达散射特性。

（撰写：刘蕴才　审订：李邦复）

baiyechuang

百叶窗 louver 由驱动元件转动叶片，以调节卫星热辐射器发射率的装置。百叶窗由框架、驱动元件、轴承、转轴、叶片等组成。当被控热辐射器温度降低时，驱动元件感受到温度变化而发生变形或位移，带动安装了叶片的轴转动，发射率很小的叶片逐渐闭合直至完全覆盖热辐射器使之呈全关状态，从热辐射器辐射出去的能量逐渐降低到最小值，使其温度保持在允许的下限以上。当被控热辐射器温度升高时，转轴向相反的方向转动，热辐射器暴露到空间的面积变大，散热快，使温度降低。叶片转到与热辐射器表面垂直时为全开状态。从全关状态到全开状态，百叶窗和散热面的组合发射率可变化数倍。百叶窗一般不耗电，而且能够比较精确地控制热辐射器的温度，是航天器热控系统可选择的主动热控系统之一，但它的质量较大，可靠性受到转动部件的制约。到目前为止，有相当多的国内外航天器，尤其是能源紧缺的航天器或深空探测航天器使用了百叶窗。

（撰写：文耀普　审订：郭　舜）

baidong fadongji

摆动发动机 swing engine 又称摇摆发动机。整台发动机或推力室可绕转轴摆动的火箭发动机。摆动发动机提供推力矢量控制力矩。它可由两台以上的发动机并联组成机组，或由一台涡轮泵供应4台可摆动的推力室组成四推力室发动机。摆动发动机可分为低压泵前整机摆动和高压泵后推力室摆动两种。固体火箭发动机常用喷管摆动进行推力矢量控制。摆动发动机提供的控制力矩大，发动机比冲几乎没有损失，在液体火箭上被广泛应用。发动机通过万向节（常平座）或万向架（常平架）与发动机机架或弹体承力构件连接，起摇摆与传递推力的作用。

（撰写：袁耀章　审订：朱森元）

baigan

摆杆 swinging rod 装于脐带塔前缘，支撑从塔上引出的电缆和管路并使其与运载火箭或航天器上的脱落连接器及其他连接器相连接，发射前绕脐带塔回转轴摆离运载火箭或航天



工作状态的摆杆

器到预定位置的支撑机构。摆杆通常按水平位置设置，结构通常为桁架式。按作用可以将摆杆分为电缆摆杆、供气管摆杆、加注管摆杆和空调管摆杆等。

（撰写：赵连贵　审订：周载学）

baishi jifen tuoluo jiasuduji

摆式积分陀螺加速度计 pendulous integrating gyro accelerometer (PIGA) 又称陀螺摆式加速度计。一种利用陀螺特性制成的沿自转轴具有规定摆性的陀螺加速度计。有单自由度陀螺摆式加速度计和二自由度陀螺摆式加速度计两种形式。单自由度陀螺摆式加速度计就是积分陀螺仪沿陀螺转子轴方向具有一定摆性的加速度计（见图1）。当沿输入轴有加速度作用时，惯性力矩使陀螺绕输出轴转动，并由角度传感器输出一个与转角成比例的电信号，然后通过放大器输送给电机而拖动整个陀螺绕输入轴进动，以产生与惯性力矩相平衡的陀螺力矩。这样，陀螺绕输入轴的进动角速度与加速度成比例，

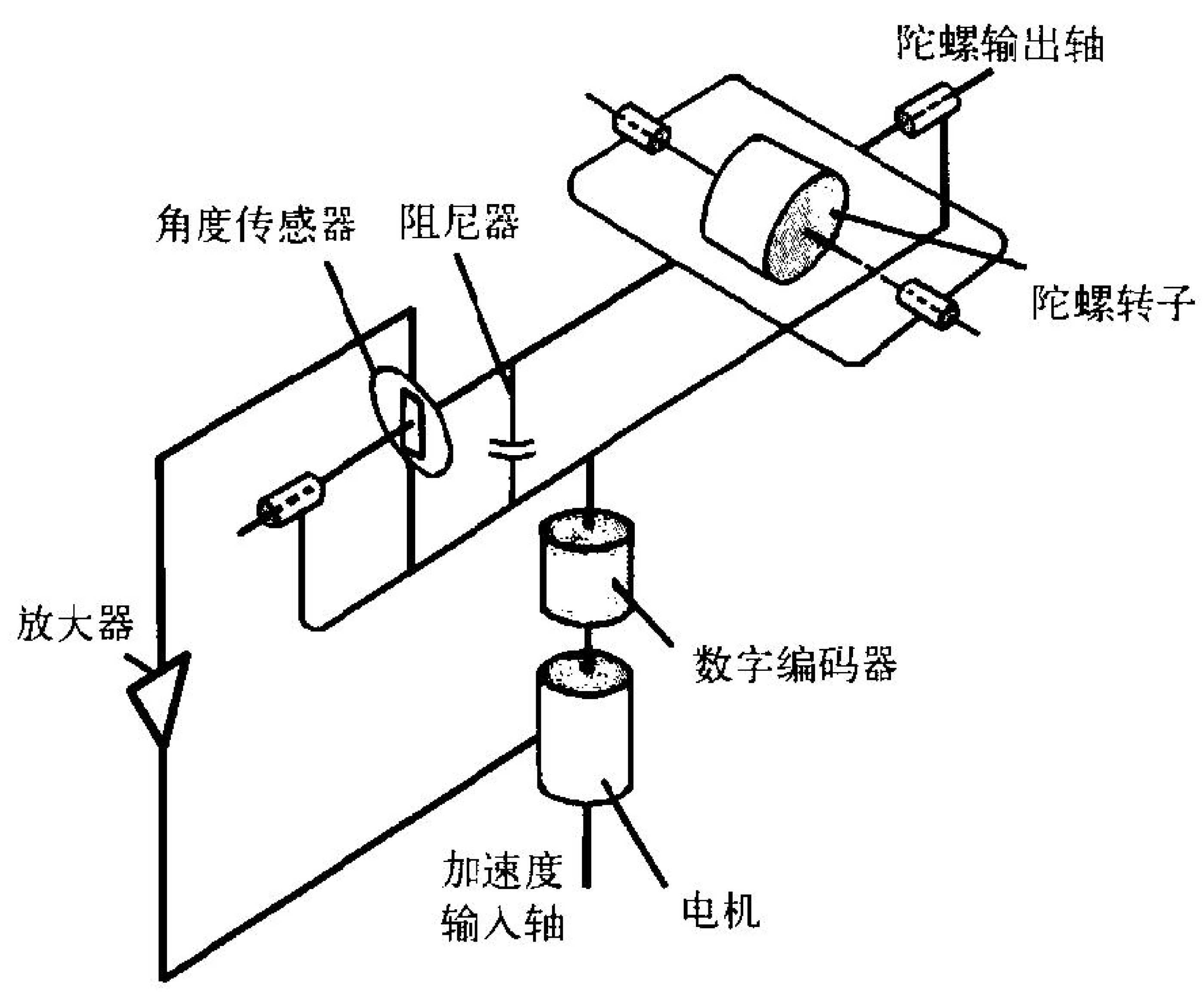


图 1 单自由度摆式积分陀螺加速度计原理图

而陀螺绕输入轴相对于惯性空间的转角便与该加速度的积分(即速度)成比例。

二自由度陀螺摆式加速度计就是二自由度陀螺仪沿转子轴方向具有一定摆性的加速度计(见图2)。当沿输入轴(外环轴)有加速度作用时，由于摆性产生绕内环轴的惯性力矩，它使陀螺绕外环轴进动，由进动所产生的陀螺力矩来平衡外加力矩，其进动角速度与加速度成比例，而积分后的进动角度则与加速度的积分(即速度)成比例。为了补偿外环轴的摩擦力矩而使摆式陀螺加速度计能正常工作，在内环上装有由传感器、放大器和力矩器组成的伺服回路。

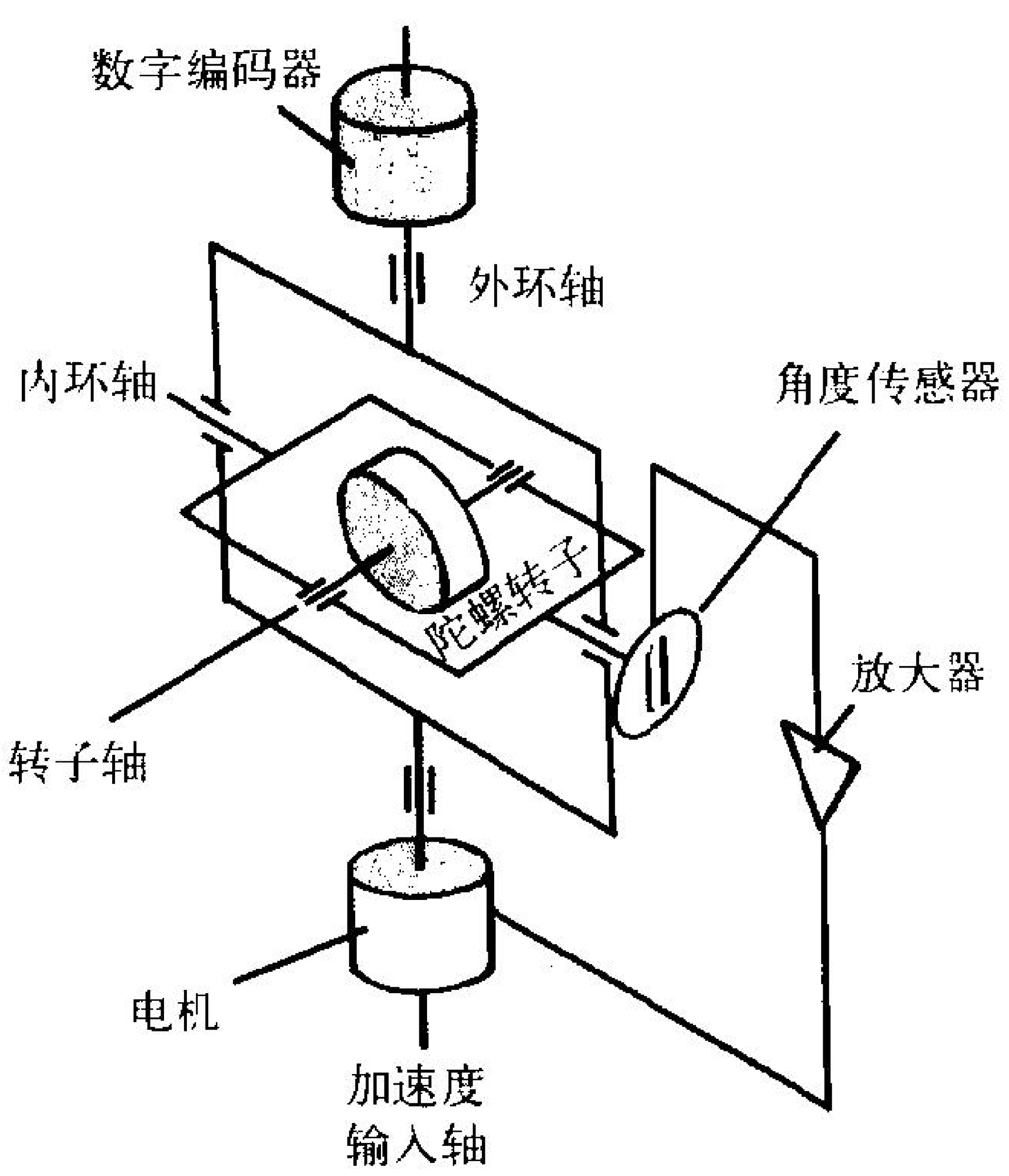


图 2 二自由度摆式积分陀螺加速度计原理图

陀螺摆式加速度计的发展较早，它具有精度高、线性度好、测量范围大、输出数字化等优点，但其结构复杂，体积和质量偏大。这种加速度计已广泛用于飞行器、弹道导弹的制导系统中，其精度可达到 $10^{-5}\sim10^{-6}\,g$。

(撰写：马宝国 审订：刘坤山)

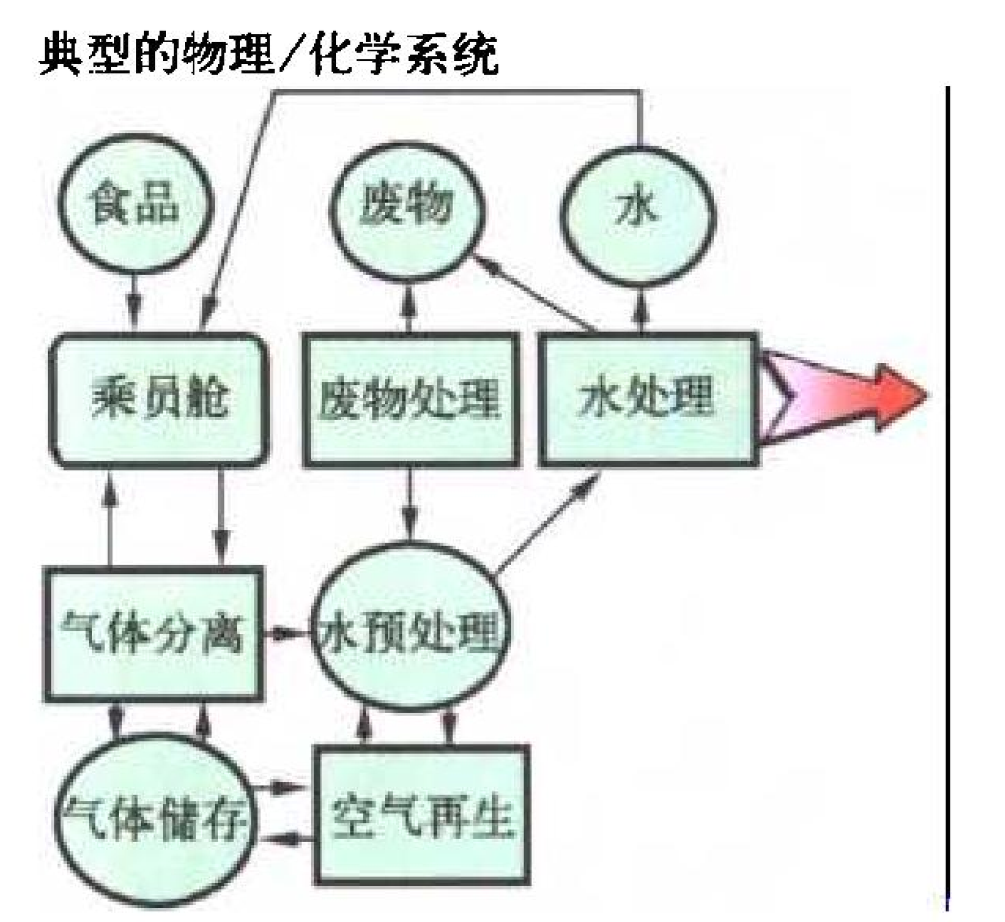
banji zuni

板级阻尼 board level damping 将结构阻尼技术直接用于电子模块印制板上，使印制板由于增加能耗而减小外界干扰力对板面的影响。板级阻尼一般可以通过两种途径实现。第一，以印制板为基层上覆阻尼层，做成自由阻尼结构；或以印制板为基层上覆阻尼层再叠约束层，形成夹芯结构，即约束型阻尼结构。第二，在印制板与箱体安装受约束的部位做出阻尼结构。当外界干扰为有较宽频带的随机振动时，对具有多阶固有频率的印制板，有明显的衰减效果，印制板及板上安装匹配的电子元器件的工作环境就都得到了直接改善，这将有效地保证产品的可靠性。由于阻尼减振理论、材料与设计制作技术的成熟，早在20世纪80年代，国内已成功地将阻尼技术用于航天产品印制板上。

(撰写：孙维谦 审订：陈作人)

banbishi xitong

半闭式系统 semiclosed loop life support system 氧、水回收再生，食物为地面供应式的半消耗性系统。系统主要包括空气再生和水处理两个重要分系统，食品不与废物处理系统形成闭环。食物来自地面供应，废物收集起来返回地面。航天员排出的废气经二氧化碳净化系统处理后与舱内气体分离并加以储存，再经空气再生系统还原为新鲜氧气后供给乘员舱。废水经水/气分离、预先处理、处理及再生系统获得清洁水，供给乘员舱，为航天员提供饮用水和卫生用水。



半闭式系统示意图

(撰写：尚传勋 审订：范含林)

banchuanjia zhandoubu

半穿甲战斗部 semi-armor-piercing warhead 装有延时起爆引信，依靠本身壳体和动能穿过目标外壳，兼有爆破杀伤作用的战斗部。它的壳体前端大多有较厚的锥形钢质尖，也有采用卵形或平头形的，具有穿透薄装甲的能力。壳体内装有高能烈性炸药。战斗部凭动能穿入目标后爆炸，对配有药型罩的战斗部，则由聚能效应形成若干自锻破片向四周飞散毁伤目标，同时伴有冲击波。这种战斗部用于攻击水面舰艇、地面和地下目标最有效。半穿甲战斗部有两个重要的技术指标：一个是装药系数，指战斗部的装药量与战斗部质量之比，现代导弹用的这种战斗部该系数一般大于30%，甚至高达50%以上；另一个是战斗部的长径比，指战斗部的长度与战斗部的直径之比。战斗部的装药系数高，则战斗部的威力大。战斗部的长径比大，说明导弹的布局合理，同时也反映导弹生产国的工艺水平，能把雷达和控制系统小型化，给战斗部提供更大的长度空间。长径比大的半穿甲战斗部不但可以提高装药系数，同时扩大了侵彻目标的范围。大长径比的半穿甲战斗部，如美国的反舰型"战斧"巡航导弹战斗部，其长径比为7，装药系数为40%。

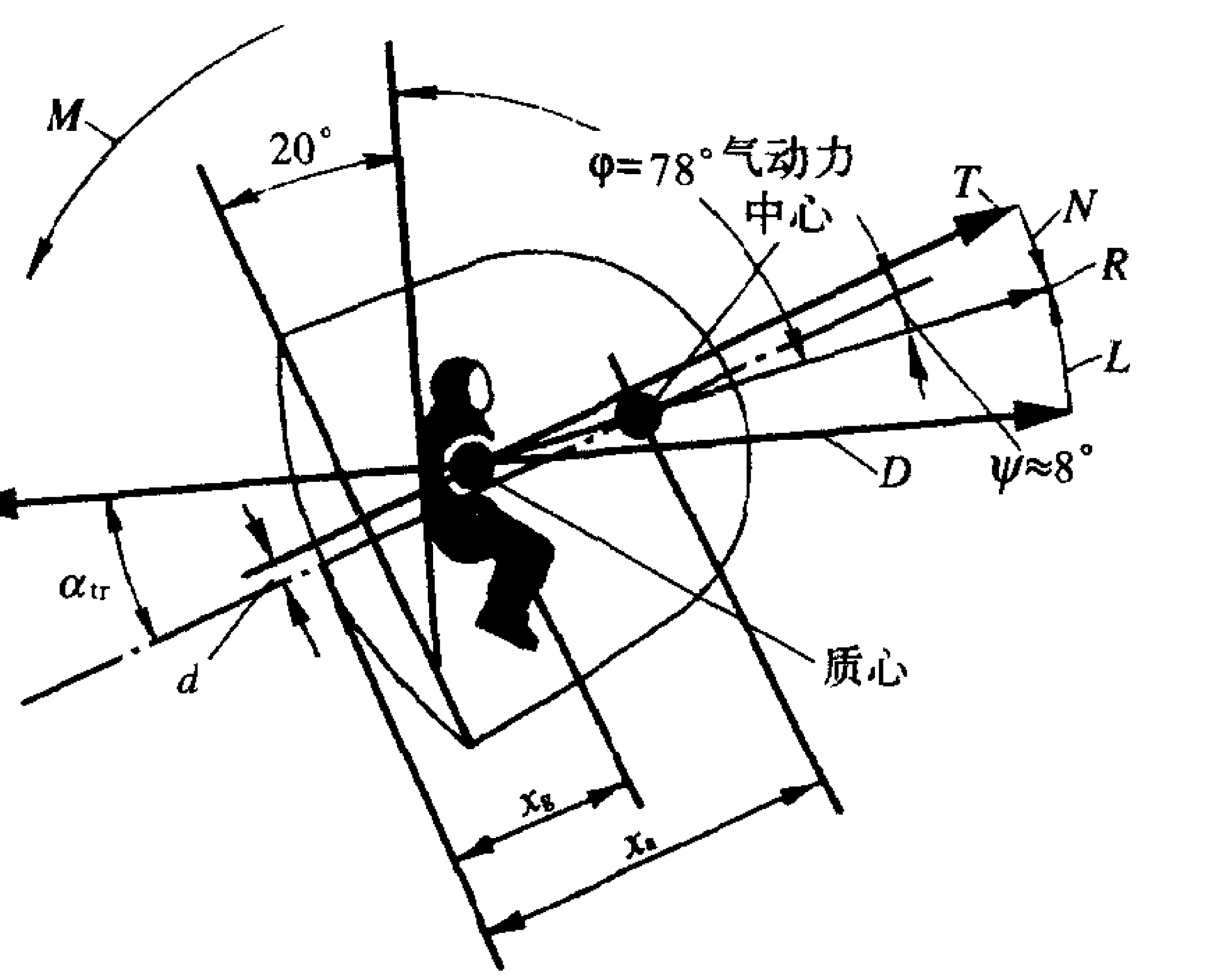
(撰写：凌玉昆 刘恒振 审订：王德基)

bandandaoshi fanhui

半弹道式返回 semiballistic return 又称弹道升力式返回。半弹道式返回器从太空轨道返回地面并安全着陆的方式。其主要特点是返回器再入飞行过程中的升阻比小于或等于0.5，但可通过滚动控制升力方向。它是在弹道式返回的基础上经改进演变形成的技术难度较大的返回方式。前苏联／俄罗斯的“联盟号”、“联盟”T号和“联盟”TM号载人飞船的返回舱就是采用这种返回方式。参见返回器、返回方式和半弹道式再入。 （撰写：林斌 审订：李大耀）

bandandaoshi zairu

半弹道式再入 semiballistic reentry 又称弹道升力式再入。升阻比不大于0.5的返回器在再入地球稠密大气层时通过滚动控制调整升力方向的再入方式。半弹道式再入一般应用于采用旋成体外形大头朝前的返回器，这种返回器的质心沿速度方向在压力中心之前，但偏离纵轴一个小的距离。在再入地球稠密大气层过程中，在某一个迎角下，作用在返回器上的气动力矩为零，该迎角称为配平迎角。在以配平迎角飞行时，作用在返回器上的气动力既有阻力又有升力。在再入过程中，通过三轴角速率阻尼控制返回器的姿态，通过转动返回器改变升力的垂直分量和水平分量，从而能在一定范围内控制再入轨道，调整着陆点位置。美国的“双子星座号”飞船和“阿波罗”飞船、前苏联的“联盟号”飞船以及中国的“神舟号”飞船的返回舱都采用半弹道式再入方式。“联盟号”飞船返回舱的配平迎角约为20°，配平迎角下的升阻比不大于0.3，可将着陆点偏差控制在30 km之内。



半弹道式再入的返回器以配平迎角飞行的原理图

V—飞行速度；R—气动力合力；L和D—升力和阻力；N和T—法向力和轴向力；M—气动力矩；α_{tr}—配平迎角；φ—气动力合力与人背的夹角；d—质心偏离纵轴的距离；x_a和x_g—气动力中心和质心的纵坐标；ψ—气动力与纵轴的夹角

（撰写：李颐黎 审订：李大耀）

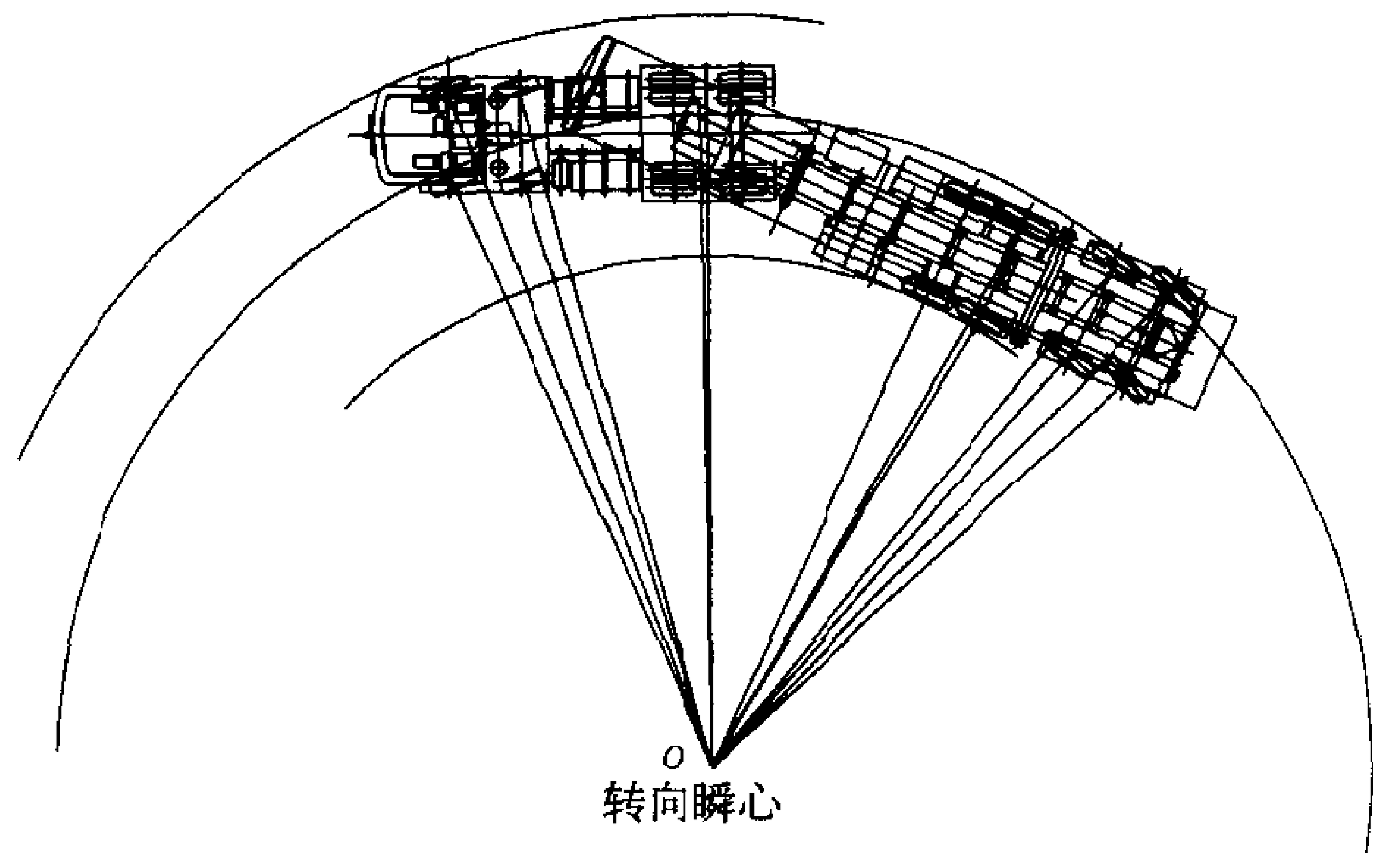
bandaoti chuanganqi

半导体传感器 semiconductor sensor 利用半导体材料对力、热、光、磁、气、离子等非电学量的敏感特性，通过特殊工艺制造而成的器件。这种器件可将非电学量转换成易于处理的电信号。根据被感应信号的性质，半导体传感器可分为半导体压力传感器、温度传感器、光敏传感器、磁敏传感器、气敏传感器、离子敏传感器等不同种类。由于半导体传感器具有体积小、质量轻、精度高、功耗低、可靠性高等特点，被广泛地应用于国民经济各个领域，尤其是航空航天及各个军事领域。在现代化的各种自动控制系统中，传感器相当于系统的“五官”，将系统自身状态以及环境条件及时精确地反映到自动控制系统中，为系统的控制提供可靠的依据。

（撰写：李群 审订：张声良）

banguache dongye tongbu zhuanxiang xitong

半挂车动液同步转向系统 semitrailer dynamic liquid synchronous steering system 半挂汽车列车由驾驶员操纵方向盘作圆周行驶时，用半挂牵引车发动机带动的油泵作为助力能源，使半挂车转向轮偏转且能和牵引车车轮同步绕同一回转瞬心转动（纯滚动，无侧滑），从而使半挂汽车列车改变行驶方向的半挂车转向机构。它用以减小超长半挂汽车列车的转弯直径，提高其道路通过能力，从而大大提高超长半挂汽车列车的机动性能。它由信号机构、转向杆系和以油源、伺服阀和动力缸为主要总成的液压系统组成。半挂车动液同步转向系统是一个伺服随动系统。半挂车转向轮将随方向盘的转动而转动，并随方向盘转动的停止而停止。转向信号可以取



半挂车动液同步转向示意图

自方向盘，也可以取自鞍座处；可以是转角位移信号，也可以是转角电信号。车轮转角信号的反馈又有机械反馈和液压反馈之分。提高战略武器生存能力的有效措施是采用机动发射方式，而其前提是超长导弹发射车能通过低级道路的最小弯道。对超长半挂汽车列车构成的导弹发射车来说，只有半挂车具有了动液同步转向系统才可能做到这一点。

（撰写：张衍伟 审订：王瑞铨）

banguache yeya zhuanxiang qudongqiao

半挂车液压转向驱动桥 semitrailer hydraulic steering axle 采用液压传动的方式实现驱动且车轮能够偏转的半挂车车桥。液压转向驱动桥能够实现半挂车驱动，主要用于提高半挂式导弹发射车的机动性和动力性能，解决半挂式导弹发射车在恶劣路况条件下附着重量不足的问题。该技术也可推广到需要提高机动性和动力性能的全挂式特种车辆。半挂车液压转向驱动桥由驱动液压系统、路况识别与自动控制系统和转向驱动桥组成。驱动液压系统中的自适应油源为安装在转向驱动桥上的液压马达提供动力，同时根据半挂汽车列车的速度自动调节系统流量，实现同步驱动，避免功率循环。在行驶过程中，路况识别与自动控制系统可以对道路及行驶状况等

条件进行综合判断，自动控制半挂车液压转向驱动桥的工作状态，保证系统的工作效率和可靠性。

（撰写：朱学斌　审订：王瑞铨）

banguashi daodan fashejia

半挂式导弹发射架　semi-trailer-type missile launcher　具有支承、储存、运输和发射导弹功能，由带支承连接装置(鞍形座)的牵引车牵引的半挂车形式的发射架。它的特点是发射架的前部载荷作用在牵引车的支承连接装置上，整个发射架的载荷分配在牵引车轮组和发射架轮组上。这样，可以减小发射架装备质量产生的轴负荷，改善其对路面压力及对路面的破坏程度，经过合理设计，充分利用牵引车驱动桥(后桥)附着重量和合理的发射架轮组负荷，能够改善牵引车发射架整车的行驶性能。并且由于半挂式发射架不设传动装置，因此它有较低的承载托架结构，较低的承载面高度和较低的质心高度，有利于改善半挂式发射架的稳定性，能提供较大的上装结构布置空间。由于半挂式导弹发射架可以综合利用牵引车的承载能力和装载空间，所以特别适宜用作大尺寸、大质量的导弹或运载火箭的发射架。半挂式导弹发射架在牵引行驶时对驾驶技术的要求较高，其行驶机动性和稳定性比自行式发射架差，在牵引车对半挂式导弹发射架作90°转向时应对发射架装载设备及导弹(若带弹行驶时)与牵引车结构作运动协调分析，要留有足够的安全间隙。

（撰写：李洛阳　审订：曾智勇）

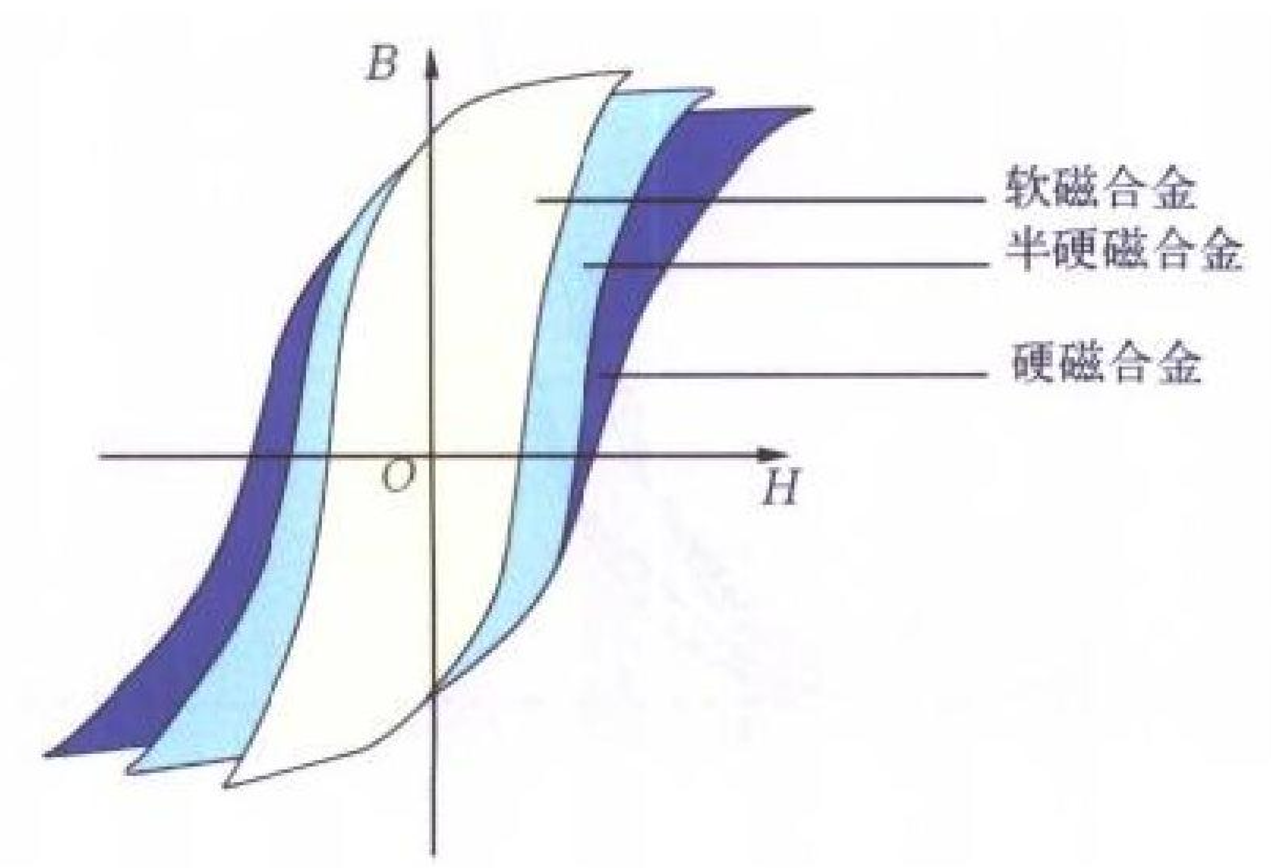
banqianzhiliangfa

半前置量法　method of semi-prediction　在前置量法的前置系数中引入修正系数的导引法。它是介于三点法和全前置量法之间的导引法。由于修正系数常常取1/2，在工程上极易实现，所以称半前置量法。其实这是一种笼统的叫法，而且修正系数在不同距离范围也可以变化。这是一种常用的导引方法。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

banyingci hejin

半硬磁合金　semihard magnetic alloy　矫顽力 *Hc* 介于软、硬磁合金之间(一般为1～24 kA/m)，并可轧制的磁性合金。半硬磁合金种类较多，可分为3类：(1) 可变形的时效硬化或析出硬化型合金，包括Fe–Co–V系、Fe–Mn系、Fe–Ni系、Fe–Co–Mo系和Fe–Co–W系合金；(2) 淬火硬化型磁钢，包括碳钢、铬钢、钨钢和钴钢；(3) 铸造的弥散硬化型AlNiCo系合金，包括Fe–Ni–Al和Fe–Ni–Al–Co系合金。除AlNiCo系合金采用铸造工艺成型外，其余合金均经过塑性变形工艺制成带材或棒材。半硬磁合金主要用于磁滞电机、电子开关、自保持型继电器、半固定存储器等。

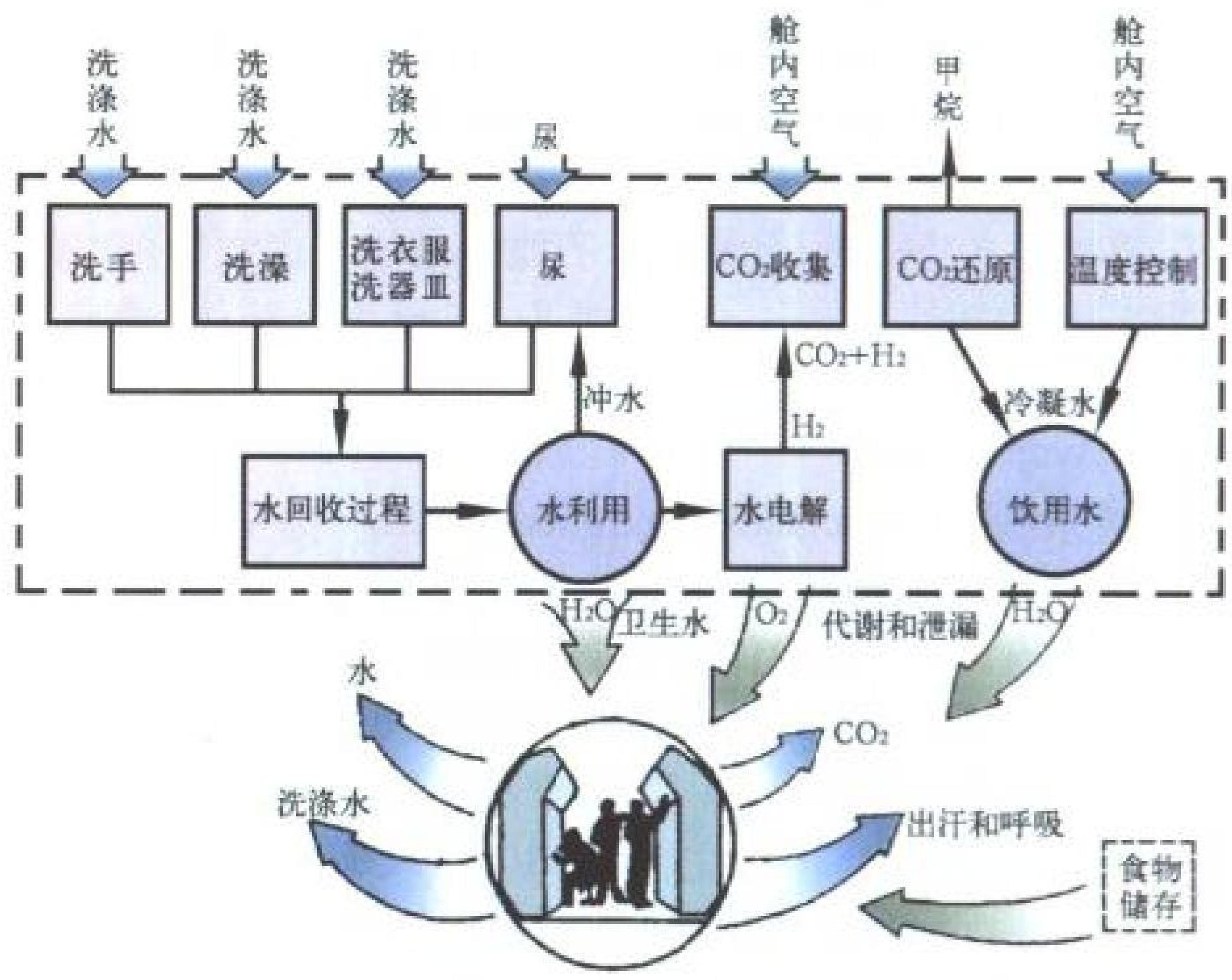


半硬磁合金与硬磁、软磁合金磁滞回线示意图

（撰写：仝爱莲　审订：韩鸿硕）

banzaishengshi shengming baozhang xitong

半再生式生命保障系统　semiregenerative life support system　以物理化学方法闭合航天员氧、水两个回路的生命保障系统。系统将航天员排出的二氧化碳转化为新鲜氧气，同时把包括航天员代谢的尿液、汗液在内的废水转变为清洁饮用水和生活用水，即除补充食物之外，能够自身实现航天员的氧、水物质平衡。氧是维持乘员生命的重要物质基础，平均每人每天要消耗0.83 kg氧气，并同时产生1.00 kg二氧化碳。二氧化碳还原为氧气的技术是首先把分布在密闭舱大气中的分压很低的二氧化碳收集并浓缩成为可以处理气体，然后把二氧化碳加氢气还原为水，第三步是电解水成为氧气和氢气。氧气供航天员呼吸，氢输出给二氧化碳还原系统并与二氧化碳反应生成水。在多人长期空间飞行中，回收并再生废水的技术是另一项重要研究内容。载人空间站的水消耗是最大的后勤保障负担，例如，一个3人乘员组在空间站上生活1年，水的消耗近29 t。因此在空间站任务中，水再生系统的研究成为重中之重。废水处理的一般原则是把冷凝水和二氧化碳还原生成的较为清洁的水再生成为饮用水，人体尿液和生活废水再生成为卫生用水。



半再生式生命保障系统

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

banzhudong xundi zhidao

半主动寻的制导　semiactive homing guidance　在己方设在制导站或空中平台上的照射器配合下，由弹上半主动导引头接收反射信号进行寻的的一种制导方式。半主动导引头由接收设备、信号处理器、天线伺服稳定系统和指令形成装置等组成。接收设备分别接收来自目标的回波信号和来自照射器的直波信号，并检测出目标视线角、视线角速度和相对径向速度等信息。信号处理器将信号进行处理，转换成相应的控制信号。一路输送给天线伺服稳定系统，控制回波接收天线对准目标方向；另一路通过指令形成装置向自动驾驶仪传输指令，控制导弹飞向目标，直到命中。按照照射波束区分，半主动导引头主要有雷达的和激光的两种。因照射器不设在弹上，其功率可以做得大些，寻的距离也可以远些，而半主动

导引头却比较简单。由于直波通路的存在，还可以利用它向导弹发送相关指令。半主动寻的制导由于有上述优点，在战术导弹中应用相当普遍。但是，它离不开照射器的配合，自主作战能力较差，故易于受到敌方的干扰或压制。

（撰写：谭学习　审订：王毓兰）

baofu cailiao

包覆材料　coating material on granules　均匀完整地包覆在细碎或粉末状固体颗粒表面上的薄层材料。这种材料在有些用途中是高分子材料，在有些用途中是非高分子材料。用途不同，其功能不同，常见的功能有：降低粉末颗粒之间的相互粘附性，称防结块剂；增大液体组分在颗粒表面上的润湿性，称增润剂；降低颗粒相互摩擦时产生和集聚静电的能力，称防静电剂；降低含能固体颗粒机械感度，以提高其使用安全性，称降感剂。包覆工艺有物理沉积法（如真空蒸镀、气相溅射、悬浮液或融液、浸渍沉淀等）和化学包覆法（如浸渍反应沉积、溶胶—凝胶法等）两类。通常用作防结块剂的，如用十二烷基硫酸钠包覆高氯酸铵颗粒、用硬脂肪酸和石蜡及 $NH_4Fe(SO_4)_2$ 包覆硝酸铵颗粒；用作增润剂的，如用硝化纤维或聚脲包覆的奥克托金颗粒、用烷基氮丙啶聚合物包覆的细高氯酸铵粉末；用作防静电剂的包覆材料，均为各种表面活性剂；用作降感剂的包覆材料多为蜡类（如蜂蜡、石蜡、地蜡、卤蜡等）和硬脂酸酯或盐等物质。（撰写：王北海　审订：李谨卫）

baotiaowen xitong

保调温系统　temperature controlled system　为发射筒内的导弹和发射动力装置在运输、待机和发射过程中提供规定的环境温度的装置。一般由保温和调温两部分组成。保温结构减少发射筒内与大气间的传热量以降低温度调节的冷（热）负荷，由保温层和保护层组成。调温装置具有制冷和制热功能并可自动进行温度控制。制热通常采用电阻式加热器、红外加热器和热泵等。制冷通常采用机械制冷（压缩气体绝热膨胀制冷）和半导体制冷（温差电制冷），前者技术成熟，在各领域应用广泛，但在发射车运输工况下防振性能较差，易泄漏；后者无噪声，无磨损，通过改变电流方向和大小可以很方便地变换制冷、制热状态和制冷（热）量大小，无需单设制热装置，但制冷效率低，需配置大电流直流电源，限制了其应用。目前基于这两种原理的保调温装置在我国导弹武器系统中均有应用。（撰写：金　伟　审订：李淑瑛）

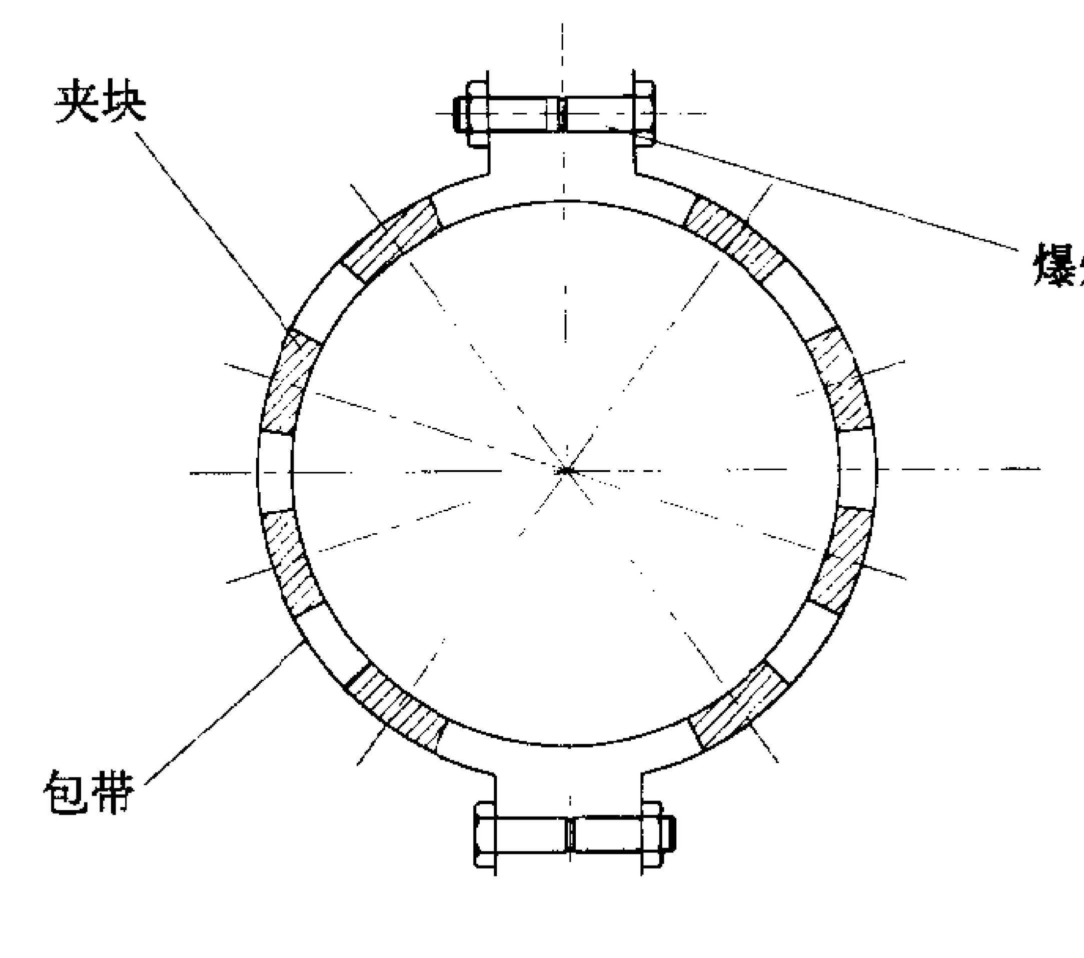
baofaxing queyang

爆发性缺氧　fulminating hypoxia　氧气供应突然中断后数秒之内发生的非常迅速又极度严重的缺氧。在航空航天中，由于增压密闭舱可能突然丧失压力，乘员面临爆发性缺氧的风险很大。前苏联“联盟”11号的3名未着航天服的航天员在返回过程中，就因座舱阀门突然泄压而丧生。爆发性缺氧的主要特征是发生很突然，常在人体代偿机能来不及发挥作用且没有明显征兆的情况下突然导致意识丧失。如果暴露在这种缺氧环境中的时间超过3～4 min，可引起急性心衰、慢性可逆或不可逆的脑组织损伤，甚至死亡。人获救而不致遗留永久性脑组织损伤的允许暴露时间约为2.5 min。爆发性缺氧严重程度取决于暴露的最终高度、暴露方式、暴露前吸入气体的氧浓度及体内的贮氧量、环境温度、身体状况、体力活动、年龄、高空生理训练经历、缺氧习服情况等。航天中根本性的防护措施是航天员预先穿着航天服，立即应急增压供氧。防止座舱意外失压也是极端重要的。

（撰写：杨天德　审订：魏金河）

baozha luoshuan

爆炸螺栓　explosive bolt　带有烟火装置的螺栓。它在地面和航天器飞行时起连接作用，当需要解除连接时，由电指令使烟火装置起爆，将螺栓断开成两部分来完成释放。爆炸螺栓按烟火装置的密封性能可分为无污染型和不密封型；按释放时产生的冲击可分为有推力型和低冲击型；按螺栓结构型式可分为剪切销型、滚珠型、活塞型、切槽型和楔块型等。



爆炸螺栓连接示意图

（撰写：史瑾文　审订：陈烈民）

beijing fushe lilun

背景辐射理论　background radiation theory　研究被探测目标周围的空间和其他物体辐射特性的理论。由于存在背景辐射，使探测目标的过程变得复杂。特别需要注意的背景有地球（大地与海洋）、天空、外层空间及其他星球。白天地球表面的辐射是反射和散射太阳光及地球自身热辐射的组合。太阳光谱辐射亮度最大约在0.5 μm处，而地球如同280 K的灰体（见图1）。夜间太阳光消失，地球的辐射相当于地球环境温度的灰

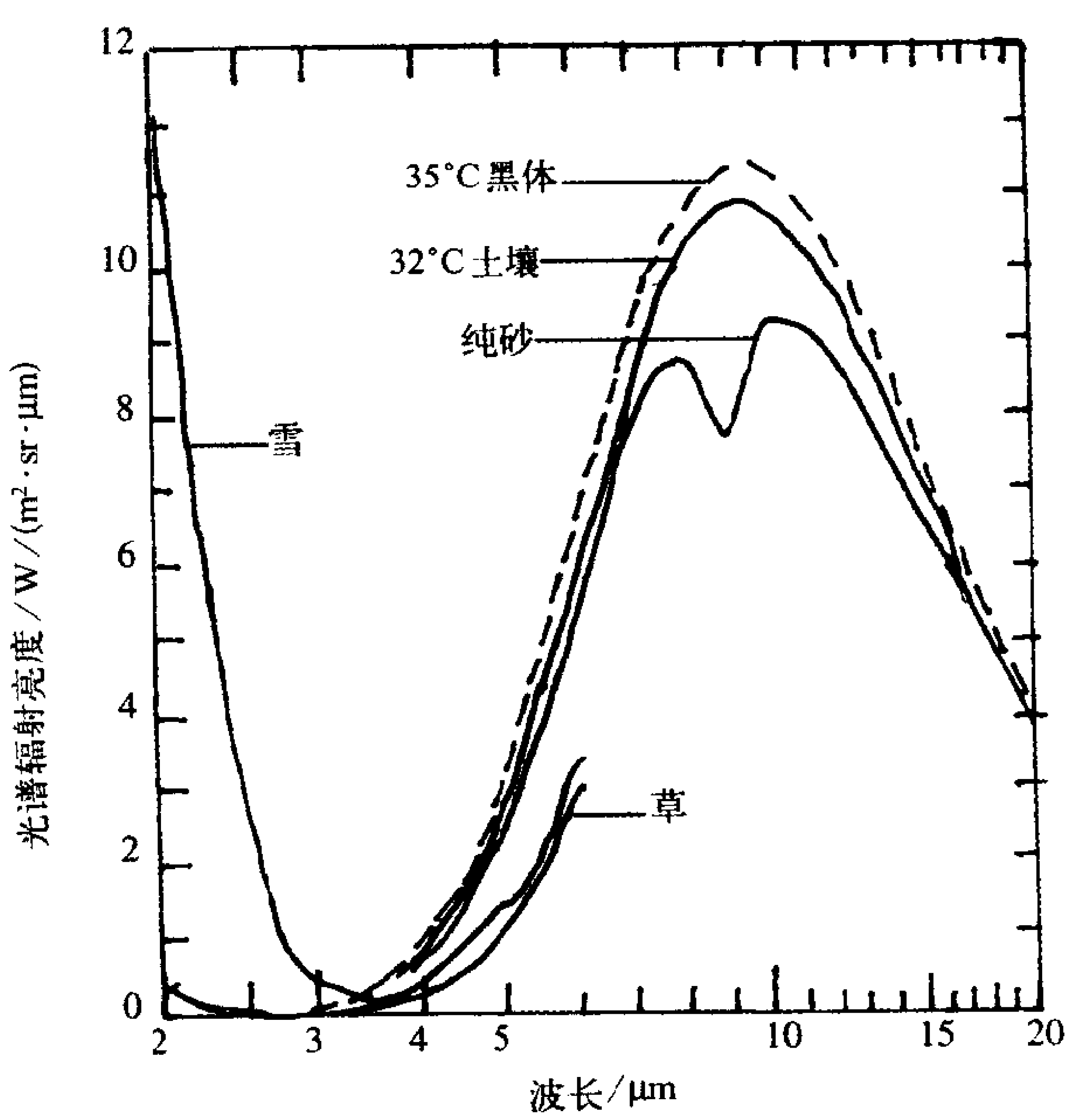


图1　白天观测的典型地面物质的光谱辐射亮度

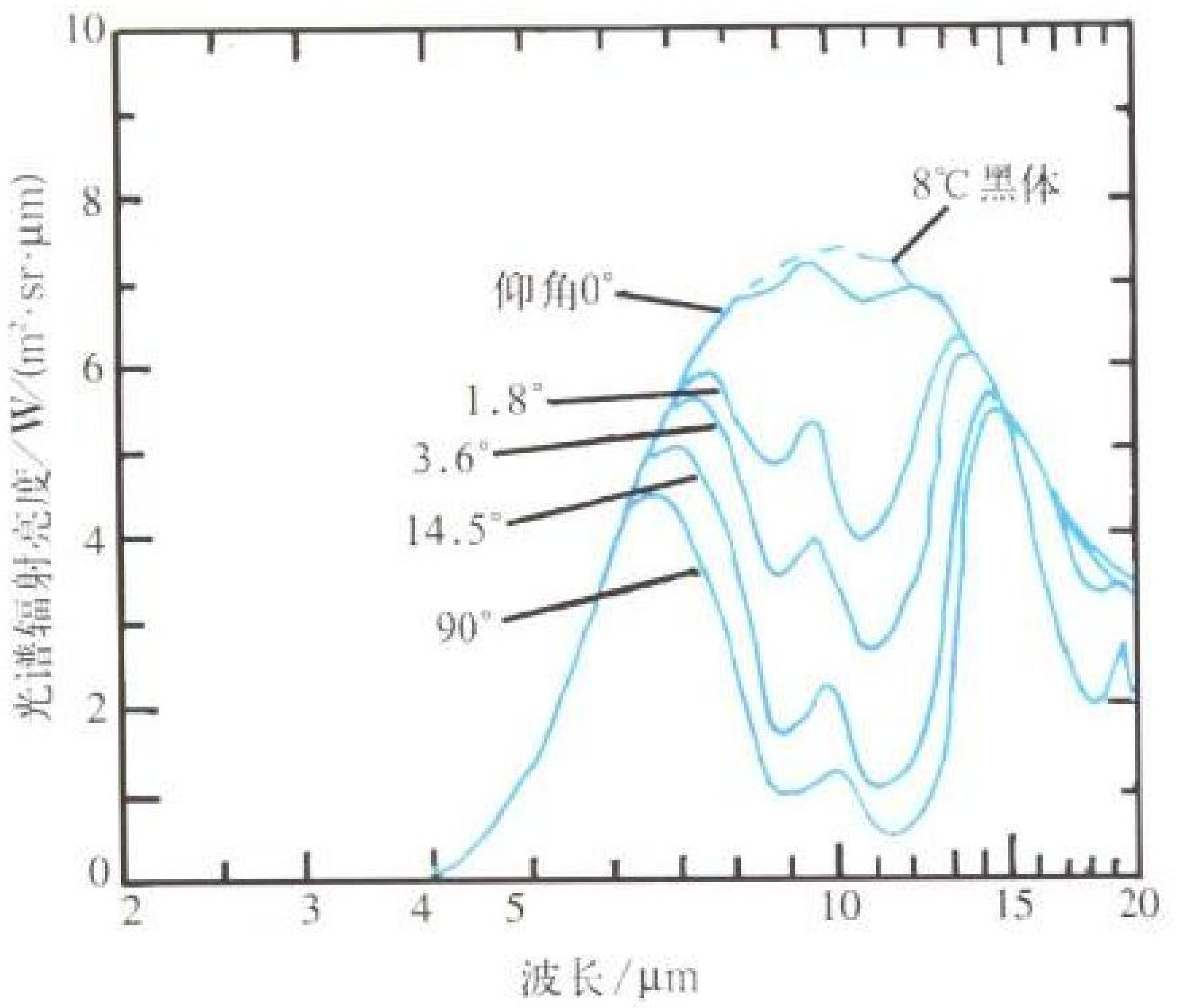


图 2 晴朗夜空的辐射亮度

体（见图 2）。天空光谱辐射与地面类似，短于 3 μm 主要是散射的太阳光，大于 3 μm 主要是热辐射，阴暗的天空可与黑体相比拟。海洋背景是海面热发射和反射天空辐射的总和，它与海水光学特性、表面几何形状和波斜分布、表面温度分布等有关。研究背景辐射的目的是要有效地抑制背景影响，抑制背景往往采用光谱滤波、空间滤波及电子滤波等方法。

（撰写：符文龙　审订：孙再龙）

beidongduan

被动段　unpowered phase　导弹无动力飞行时的弹道段。弹道导弹的被动段又可分为自由飞行段和再入段。从弹头和弹体分离到弹头再入大气层之前称为自由飞行段。在这段弹道上，弹头是在接近真空的环境中飞行，作用在弹头上的力主要是地球引力，其轨迹基本上是椭圆轨道，轨道参数取决于主动段关机点参数。通常自由飞行段与再入段取高度 80 km 或 70 km 为分界点。

为了提高弹头的命中精度及提高突防概率，有的弹头在自由飞行段还进行姿态控制、末速修正、释放诱饵及机动飞行等，这时的自由飞行段也可称为中段；还有的弹头在再入段利用空气动力进行再入机动飞行，按一定的制导规律飞向预定的目标点。弹道导弹全弹道见*主动段*图1。许多战术导弹(地空、空地、空空、反舰、近程地地导弹等)在被动段虽然飞行速度不断下降，但仍能利用空气动力按一定的制导规律进行机动飞行，从而控制导弹攻击目标。

（撰写：曹国敏　审订：王玉堂）

beidong rekong xitong

被动热控系统　passive thermal control system　不需要受控设备或部件温度反馈作用的热控系统。被动热控系统利用材料或部件自身的物理特性，如热辐射性质、热导率等，控制进入和排出系统的能量，使航天器设备和部件的温度控制在规定的范围内。被动热控系统使用的材料和部件有热控涂层、热管、多层隔热组件和导热填料等。被动热控系统无运动部件，通常不耗电或较少耗电，具有很高的可靠性，成为航天器热控设计的重要选择。在国内外，很多卫星都采用以被动热控系统为主、主动热控系统为辅的设计方法，这不仅提高了热控系统的可靠性，而且降低了研制成本。

（撰写：文耀普　审订：郭　舜）

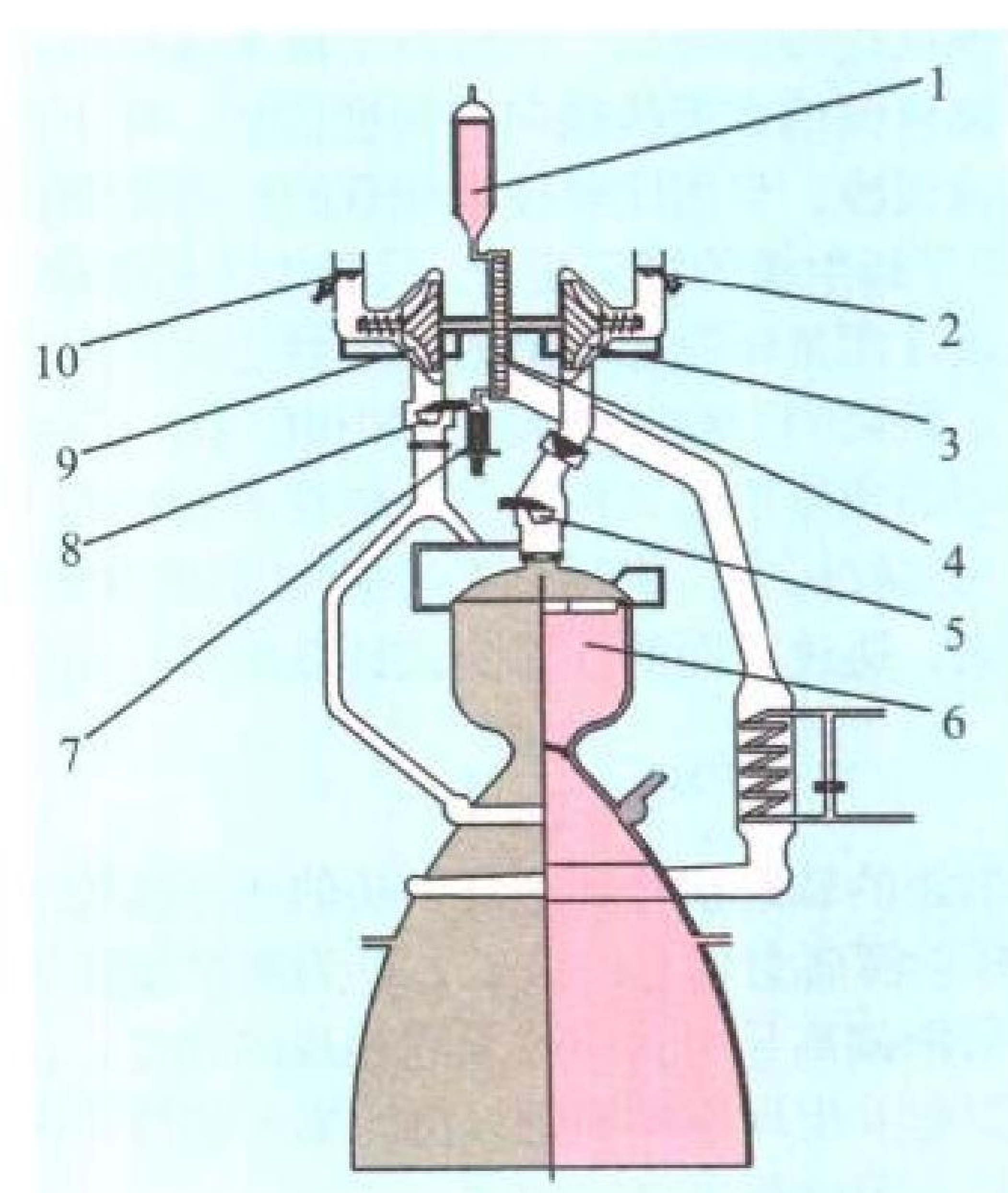
beidong xundi zhidao

被动寻的制导　passive homing guidance　利用被动寻的导引头直接接收来自目标本身辐射的电磁波的一种寻的制导方式。被动寻的导引头由敏感装置、检测信号和转换信号装置等组成。由于它不发射能量，隐蔽性好，可以被动跟踪各种辐射源及其载体，并引导导弹去攻击这类目标。最常用的被动寻的导引头有反雷达或反辐射导引头、红外导引头（又分非成像式和成像式两种）以及电视导引头等。近年来，被动寻的导引头技术发展迅速，在各种制导武器中应用十分广泛，尤其是反辐射导引头和红外成像导引头更加引人注目。被动寻的制导还常与其他制导方式构成具有互补优势的复合制导组合，使制导性能大大提高，已成为精确制导领域的重要研究课题。

（撰写：谭学习　审订：王毓兰）

bengyashi huojian fadongji

泵压式火箭发动机　pump-fed rocket engine　来自贮箱的低压推进剂经涡轮泵增压后供应到推力室及其他相应部位的液体火箭发动机。它由推力室、涡轮泵、燃气发生器或预燃室、启动器、阀门、换热器和导管等组成。泵压式火箭发动机常采用双组元推进剂，一般来说推力大，性能高，工作时间长，技术成熟可靠，应用最广，但发动机系统结构较复杂。泵压式火箭发动机依据驱动涡轮工质的来源及涡轮排气利用方式，有多种动力循环系统：(1) 燃气发生器循环，应用最普遍的是使用发动机的双组元主推进剂作发生器工质，产生燃气以驱动涡轮。单组元燃气发生器利用一种推进剂组元的催化分解作为涡轮动力源。(2) 推力室抽气循环，即直接从主燃烧室引出燃气来驱动涡轮。(3) 膨胀式循环，即从推力室冷却套引出经加热的气氢，先驱动涡轮作功后再喷入推力室燃烧。这是一种低压、高性能的系统。(4) 补燃循环，即由富燃预燃室或富氧预燃室产生的燃气先驱动低压比涡轮作功，然后再到主燃烧室充分燃烧。这是一种高压、高性能的系统。大多数泵压式火箭发动机一般都需用辅助能源启动涡轮，但氢氧发动机可由箱压实现自身多次起动。泵压式火箭发动机是目前运载火箭的主要动力装置。



泵压式火箭发动机示意图

1—燃气发生器；2—燃料启动阀门；3—燃料泵；4—涡轮；5—燃料断流阀门；6—推力室；7—火药启动器；8—氧化剂断流阀门；9—氧化剂泵；10—氧化剂启动阀门

（撰写：袁耀章　审订：朱森元）

B

bichong

比冲 specific impulse 每秒消耗单位质量推进剂产生的推力。它是度量发动机中推进剂能量特性和发动机工作性能的重要标志。比冲可用下式表示

$$I_s=F/\dot{m}_{gr}$$

式中 I_s为比冲；F为推力；$\dot{m}_{gr}$为推进剂质量流量。由于固体发动机中的推进剂质量流量$\dot{m}_{gr}$无法用试验方法直接测定，因此在工程上常采用单位质量推进剂产生的冲量来计算比冲

$$I_s=I/m_{gr}$$

式中 m_{gr}为推进剂质量；I为总冲，$I=\int_0^{t_a}F\mathrm{d}t$，可由试验直接测量。$F/\dot{m}_{gr}$与$I/m_{gr}$是不相同的，前者是比冲的瞬时值，后者是比冲的平均值。从齐奥可夫斯基公式可知，导弹主动段终点速度可用下式表示

$$V=I_s\ln\frac{m_0}{m_0-m_{gr}}$$

式中 V为导弹主动段终点速度；m_0为导弹起飞质量。上式表明，I_s越高，获得的V也越高，导弹射程也越远，因此I_s是使导弹获得最大速度和射程的重要性能参数。如果将比冲表达式中的推力F按其定义展开，可获得比冲与推力系数C_F及推进剂特征速度C^*之间的关系表达式

$$I_s=\frac{F}{\dot{m}_{gr}}=\frac{C_F p_c A_t}{\dot{m}_{gr}}=C_F C^*$$

式中 p_c为燃烧室压强；A_t为喷管喉部截面积。发动机比冲大小主要取决于推进剂能量、燃烧室压强和喷管扩张比。在地面标准条件下（T=20°C，p_c=6.86 MPa，p_e/p_c=1/70，p_e为出口压强），中能推进剂的I_s为2380～2400 N · s/kg，高能推进剂的I_s可达2480～2530 N · s/kg。

（撰写：黄祖荫 审订：刘宪生）

bifu xiangwei gansheyi daoyintou

比幅／相位干涉仪导引头 passive seeker with amplitude comparison and interferometer 一种测量辐射源角位置的导引头。用这种导引头制导的导弹可以精确攻击辐射源，如雷达站、预警机以及通信设备等。比幅是将两个波束形状相同，但辐射方向具有一定夹角的天线所接收到的信号通过导引头中的接收机变换成视频信号后，比较两个波束接收的信号能量大小，获得辐射源偏离天线轴向的角度信息。对于波束较宽的导引头接收天线，利用比幅技术测量的辐射源角位置精度较低，完成不了辐射源的精确定位，只能作为粗测或告警。相位干涉仪是通过测量辐射源辐射的信号到达两个波束形状相同，相隔一定距离的天线的距离差（即相位差），得到辐射源偏离天线轴向的角度信息，精度与比幅技术相比高1个数量级。在导引头接收机中，将两个天线接收的辐射源信号的相位差解算出来，通过下面的计算公式计算出目标角位置。

$$\theta=\sin^{-1}\left(\frac{\phi\lambda}{2\pi D}\right)$$

式中 ϕ为辐射源的辐射信号到达导引头的两个接收天线的相位差；λ为辐射源辐射信号的波长；D为两个接收天线的间距；θ为辐射源偏离导引头接收天线轴线的角度。由于ϕ的周期性，会引起θ出现模糊问题。将比幅／相位干涉仪结合起来，可以较有效地解决这一问题。

（撰写：程 黎 审订：戴逸俊）

bili daoyinfa

比例导引法 proportional guidance method 导弹速度矢量的转动角速度与导弹和目标连线的转动角速度成比例的导引方法。即

$$\frac{\mathrm{d}\theta}{\mathrm{d}t}=K\dot{q}+\eta(t)$$

式中 θ为导弹速度矢量的转动角；t为时间；$\dot{q}$为目标连线的转动角速度。选择不同的比例系数（导引比）K和前置角η，可得到不同的导引方法。当K=1，η=0时，为追踪法；当K=1，η=常数时，为常值前置角法；当$K\to\infty$时，为平行接近法。采用比例导引法时，适当地选择导引比K和前置角η，可得到比较平直的弹道，能实现对目标的全向攻击。这种方法是目前末段制导的常用方法。

（撰写：羌 锣 成楚之 审订：彭冠一）

bihe huiludan

闭合回路弹 missile with closed guidance control loop 制导（控制）功能和制导（控制）回路闭合的飞行试验弹。闭合回路弹的研制和试验是导弹武器系统工程研制阶段的一项重要工作。闭合回路弹的成功研制将使除了引战系统之外的弹上设备得到考核验证。此外，引信通常也可在闭合回路弹试验中“搭车”，提前进行部分试验考核。

（撰写：林玉琛 审订：张志鸿）

bihe huilu feixing shiyan

闭合回路飞行试验 closed loop flight test 以考核整个导弹制导控制回路为目的的飞行试验。参加飞行试验的有：闭合回路弹、目标搜索跟踪系统、导弹跟踪系统、指令发送系统（对指令制导的导弹）或目标照射系统（对半主动寻的制导的导弹）和导弹发控系统等。此外，为了获取试验数据还将有遥测系统、站测系统、雷达测量和（或）光学测量系统等参加试验。通过闭合回路试验可以检查验证导弹发射截获性能、系统动态特性、制导精度和制导控制软件等系统特性。此外，它还可为系统仿真提供数据和模型验证。为了进行闭合回路试验，靶标或靶标模拟器作为射击目标必须参与试验。

（撰写：林玉琛 审订：张志鸿）

bihuan yelu xitong

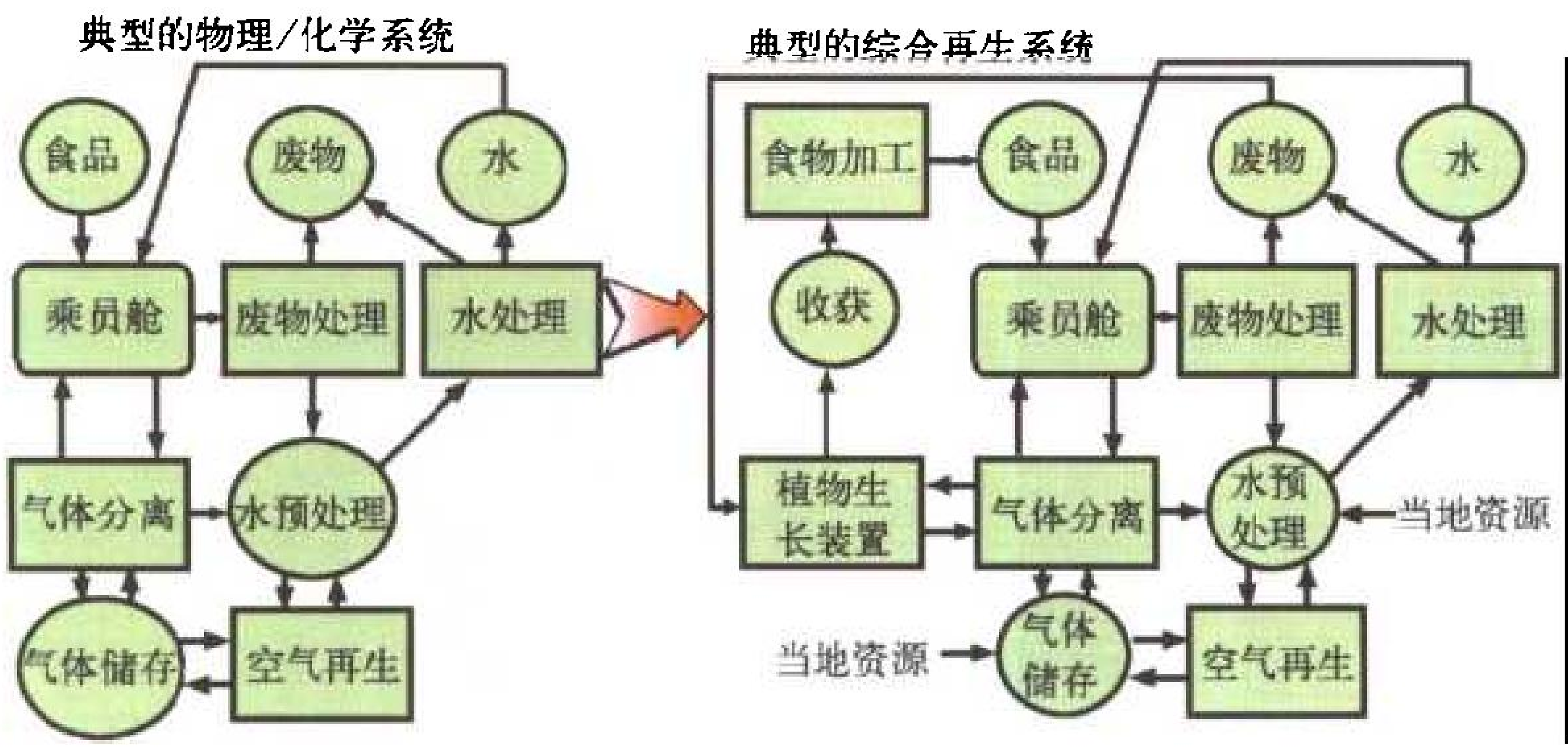
闭环液路系统 closed liquid system 闭合热源与热沉之间的流体传热回路。闭环液路系统主要有单相流与两相流两种传热形式。单相流回路的制冷效率可以定义为传热率与驱动流体循环流动所需要的泵功率之比。对于紊流工况，水作为制冷工质的单相回路效率最佳。由于水为无毒无味液体，被认为是舱内制冷循环回路中最理想的传热工质。但水的冰点较高，且对铝有较强的腐蚀性。纯水不能用于通风回路与空间辐射器之间的单回路工质，必须加一定比例的乙二醇溶液才能使用。两相流系统传输热流大，回路温度梯度低。尽管两相流系统有较大优点，但考虑到技术上的继承性和成熟程度，现代的载人航天器还都采用单相流系统。在航天器中，应合理安排仪器设备的位置，把不同仪器安装在有能力散去本身废热的合理部位，对于产热变化大的设备更要合理布局。长期飞行的载人航天器流体回路的可靠性要求很高，回路中的泵组件、蓄压器、温控阀、控制单元等组合件的损坏都会使系统功能失效，应设置备份系统。

（撰写：尚传勋 审订：范含林）

bishi xitong

闭式系统 closed loop life support system 闭合氧、水和食

物3个回路的再生式系统。在半闭式系统的基础上，逐步增加生物再生环节，最终达到3个回路的基本闭合。图中指出了由半闭式系统向闭式系统过渡的概念。在物理化学半再生系统基础上增加植物栽培、生物量收获和食物加工等环节，并设置废物处理系统。此种技术路线的特点是：(1) 在氧、水回路基本闭合的前提之下，通过高等植物栽培和小动物的饲养逐步解决乘员的食物供应问题，进而由植物辅助供应水和氧气，逐步达到氧、水和食物再生环的基本闭合。(2) 系统控制，光照模拟，废料处理，微生物控制，氧、水供应及二氧化碳供给和舱压调节等多方面具有难度。(3) 逐步培养产量高，适应性强，能提供碳水化合物、脂肪和蛋白，并能与航天员呼吸商相匹配的生物系统。



半闭式系统向闭式系统的过渡

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

bianjie saomiao ceshi

边界扫描测试　boundary scan test　通过在内部逻辑的边界和外部引腿之间增加一条扫描链和测试访问端口，测试激励信息串行传送的测试方法。最常用的边界扫描测试协议是IEEE P1149.1。具有5个边界扫描压点TCK（测试时钟）、TMS（测试模式选择）、TDI（测试数据输入）、TDO（测试数据输出）和TRST（测试复位）。最常用的测试数据经由TDI串行输入，在TCK和TMS的控制下，经扫描链将测试数据送到各输入端口上，然后一起加到内部逻辑，内部逻辑的处理结果同时输出，送入扫描链，再经由TDO串行输出，通过这样的一个扫描链和几个测试端口（最多5个）来替代众多的外部输入输出端口。边界扫描测试的最初目的是用于解决印刷电路板(PCB)块上的芯片的引腿太多而带来的测试困难，也用于芯片之间的连接测试问题和整个系统的测试。近几年来，边界扫描测试也用于系统芯片(SOC)内部的各模块的测试。

（撰写：陆铁军　审订：白　丁）

biansaomiao biangenzong xitong

边扫描边跟踪系统　track-while-scan system　在完成搜索功能的同时又能够对目标进行跟踪的系统。边扫描边跟踪系统连续扫描指定空域，记录超过检测门限的信号所在的坐标（称为目标点迹），并将此信息送到计算机。在天线扫描每帧完成后，由计算机通过以下步骤实现目标的航迹跟踪：第一步，进行点航相关、互联和滤波、预测，即以已有航迹的预测值为中心建立一定大小的相关区域（称为相关门），把落入相关门内的所有点迹判断为与该航迹相关，用最近邻或全邻法在与该航迹相关的点迹中选择一个点迹或求出等效点迹与该航迹配对（即互联），并把该点迹坐标与航迹预测值相减作为本帧的量测误差，输入到$\alpha-\beta$或卡尔曼滤波算法中，得到航迹滤波值及预测值，从而实现航迹的连续跟踪。第二步，进行点点相关、互联及航迹起始。以上一帧点航互联和点点互联剩余的点迹为中心建立相关门，用相关门内的本帧点迹与该中心按第一步方法进行互联，对于互联上的点迹利用滑窗或序贯检验法建立新航迹。第三步，若在一定次数的扫描中航迹没有与之相关的点迹，则终止该航迹。第四步，将本帧点航互联和点点互联剩余的点迹存储以备下一帧使用。边扫描边跟踪系统广泛应用于搜索、引导和指示雷达及红外、声呐系统。

（撰写：张伯彦　审订：王　励）

bianzhi tantan penguan

编织碳/碳喷管　weaving carbon/carbon nozzle　喉衬和扩张段都采用编织碳/碳复合材料做成的喷管。编织喉衬一般采用多向编织(3～5向)，复合成型后材料密度达到1.85～2.08 g/cm^3；编织扩张段一般采用2向编织，复合成型后材料密度为1.40～1.80 g/cm^3，最理想的是做成变密度扩张段，由入口部位的1.80g/cm^{3}逐渐减小到出口部位的1.40 g/cm^{3}左右。整体编织碳/碳喷管，从喷管入口段到喉部，再到扩张段整体编织，然后经过碳化、渗碳、石墨化处理而成。这种喷管能有效地减小喷管质量，提高发动机质量比，其工艺复杂，生产费用高，一般首先考虑应用到导弹、火箭的末级发动机上。

（撰写：仲瑞昌　审订：黄坚定）

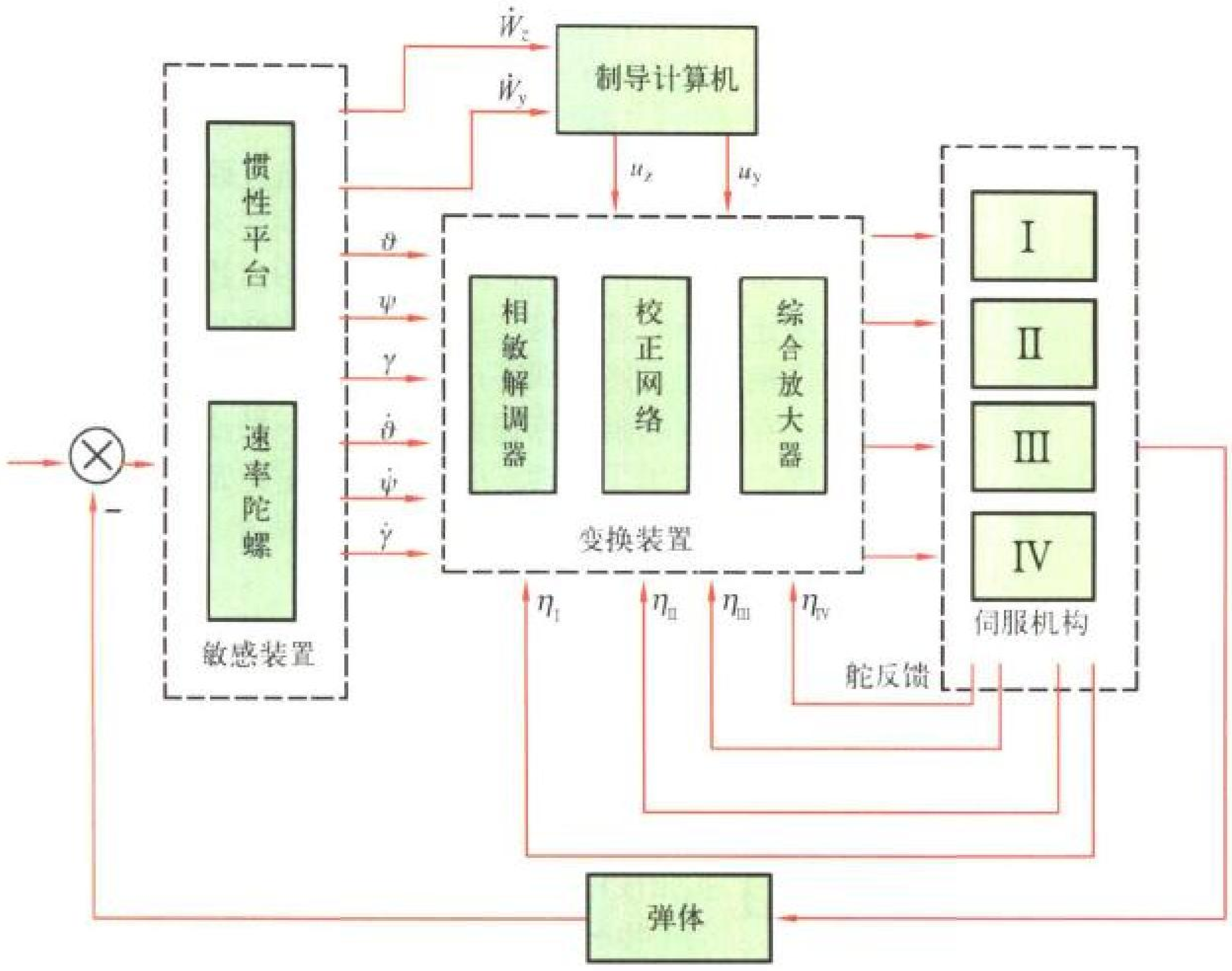
biangui fadongji

变轨发动机　orbit transfer engine　航天器从初始轨道或停泊轨道转移到预定目标轨道所用的火箭发动机。行星探测器、月球探测器和离地球较远的人造地球卫星都要利用变轨发动机进行变轨才能到达预定目标轨道。初始轨道修正以及航天器从运行轨道转入返回地球或向行星着陆的轨道等也要使用变轨发动机。变轨按变轨发动机的工作次数可分为一次、两次、多次和连续小推力变轨，中间所经过的轨道称为过渡轨道。人造地球卫星的机动变轨和行星际航天器的中途轨道修正常采用固体火箭或液体火箭发动机。变轨发动机一般是按本体轴方向固定安装的，通过调整姿态来改变速度增量的方向。为了保持推力的方向，可以采用自旋稳定或三轴姿态稳定方式运行。

（撰写：杨嘉墀　李颐黎）

bianhuan zhuangzhi

变换装置　conversion device　又称变换放大装置（器）或中间装置。控制系统中，在敏感装置和伺服机构（执行元件）之间变换、综合放大、传送控制信号（指令）的中间电子装置。变换装置发展至今，经历了电子管（包括磁放大器）、晶体管、集成电路3个阶段。在大型弹、箭（连续式）姿态控制系统中，它的主要功能是对敏感装置输出的俯仰、偏航、滚动角(ϑ、ψ、γ)信号和俯仰、偏航、滚动角速度($\dot{\vartheta}$、$\dot{\psi}$、$\dot{\gamma}$)信号进行变换、校正，之后再与横法向加速度$\dot{W}_z$、$\dot{W}_y$经过制导计算机处理输出的横法向导引u_z、u_y信号，伺服机构回路输出的舵反馈η_{I}、η_{II}、η_{III}、η_{IV}信号进行综合、放大，最后将信号分别传送到伺服机构Ⅰ、Ⅱ、Ⅲ、Ⅳ（见图），使弹、箭沿着预定（标准）弹道稳定飞行。

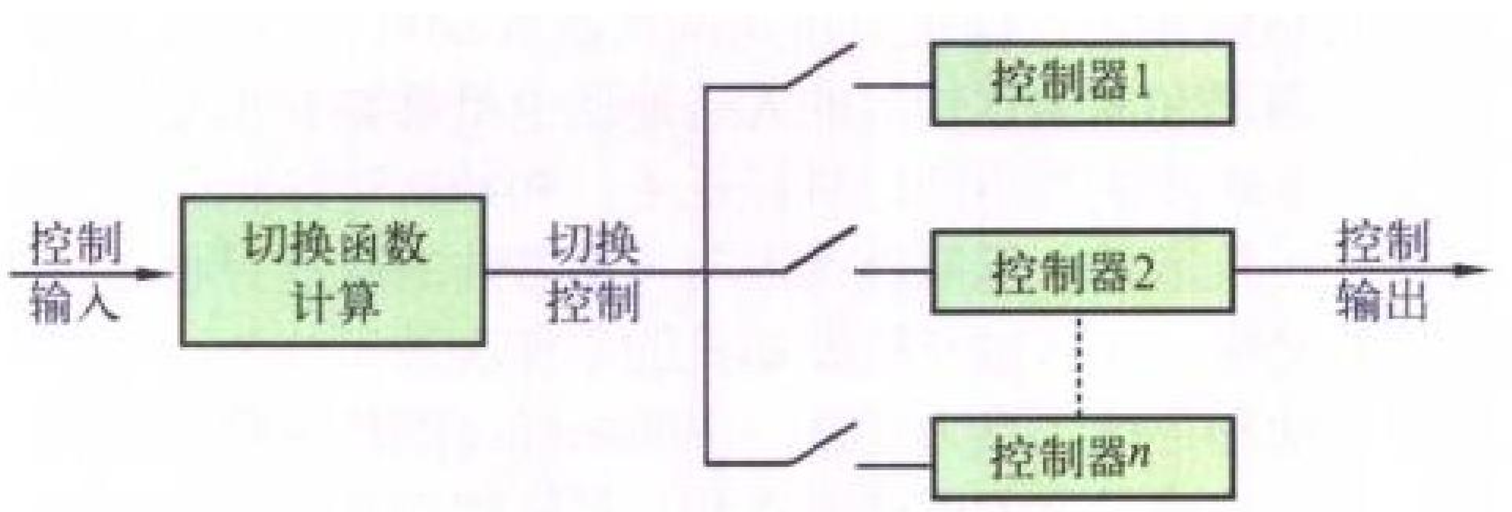


变换装置及组成示意图

（撰写：邱邦清 审订：仲伟生）

bianjiegou kongzhi

变结构控制 variable structure control 根据系统当时的状态(偏差及其各阶导数等的组合)，以开关控制方式，有目的地改变系统的“结构”，迫使系统沿预定的滑动模态的状态轨迹运动的一种非线性控制方法。如果系统满足扰动与系统的完全匹配条件，进入滑动模态后，系统状态不受干扰影响。滑动模态可以根据系统特性需要预先设计。变结构控制具有响应



变结构控制原理框图

快速、动态品质优良、对参数及干扰变化不敏感和物理实现简单等优点。由于实际执行机构不具备理想继电器特性，变结构控制系统常伴有小幅度、高频率的“抖振”现象。

（撰写：黄万伟 审订：王晓东）

bianpinji

变频机 frequency converter 又称电动发电机组。将一种频率的电能变成另一种频率的电能的旋转机组。用异步电动机拖动的变频机，其输出频率特性将随负载的增加而略有下降(2%～3%)；用同步电动机拖动的变频机，其输出频率特性与负载大小无关(在输入频率不变情况下)。实际上变频机大都是将电动机和中频发电机制成同轴同机座，这样结构紧凑，便于安装与操作。在导弹地面电源中，变频机作为一次电源被大量使用。（撰写：赵颖 审订：李邦复）

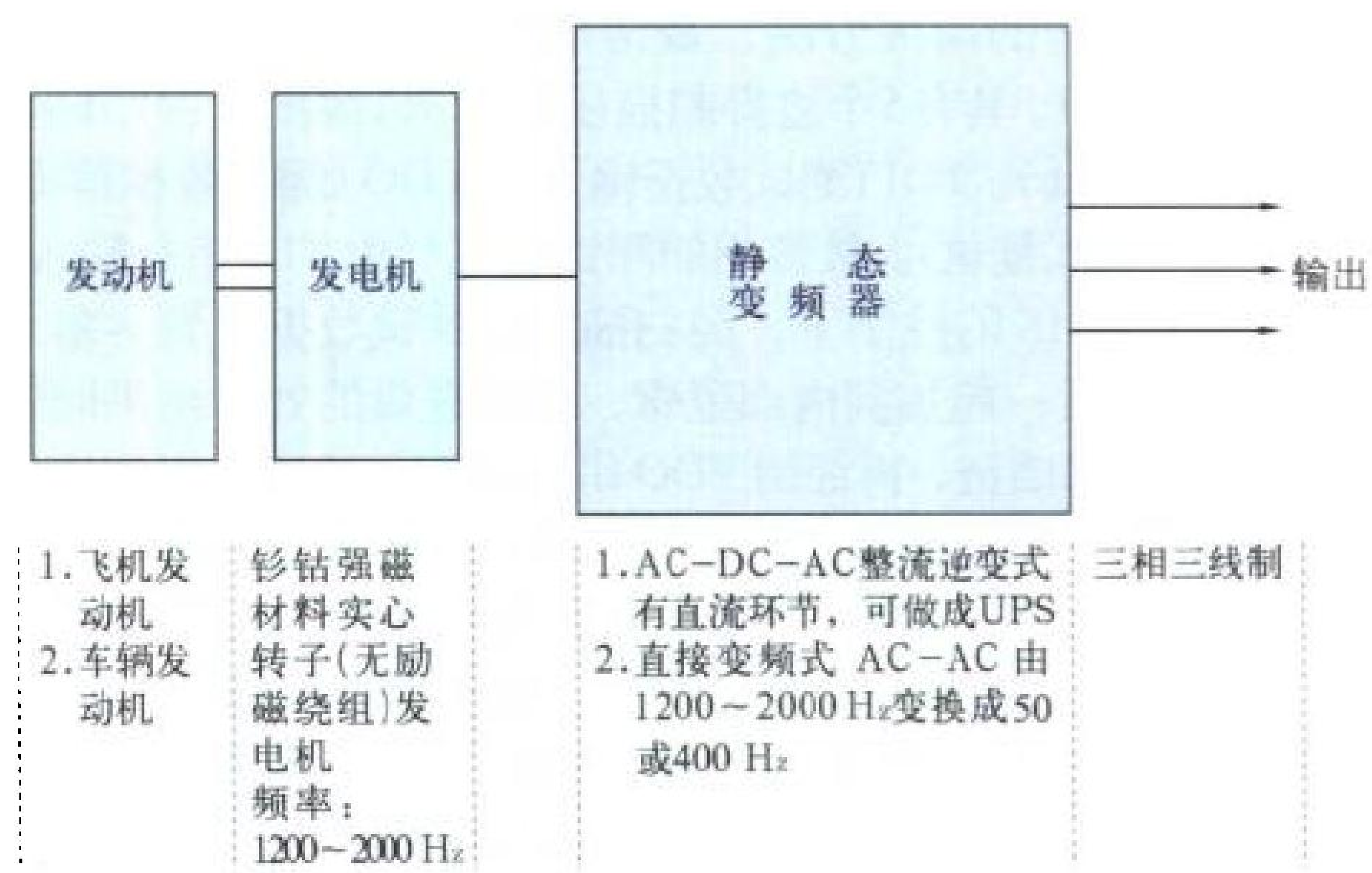
bianshendu fashe

变深度发射 depth variable launch 潜艇可以在规定的发射深度范围内随机改变发射深度实施发射的能力和技术。采用该项技术，水下的潜艇可依据水面敌情和海情等实际情况，在设计的水深范围内，选择适宜的水下深度发射导弹。一般通过导弹发射装置的能量管理系统实现弹射能量与水下发射深度的匹配和控制。变深度发射可以提高潜艇的连续发射能力、射前生存能力和对不同海情发射的适应能力。

（撰写：马博 审订：包元吉）

biansu hengpin fadian xitong

变速恒频发电系统 variable speed constant frequency power system (VSCF) 由转速变化的原动机驱动交流同步发动机发出频率随原动机转速而变化的交流电能，并将此交流电能经过静止变频器变换成恒定电压和频率的电源系统。静止变频器的基准频率(参考频率)一般用晶体振荡器产生，频率精度很高。常用的变速恒频发电系统有两种：一种是采用整流逆变（AC-DC-AC)的变换方式；另一种是采用从高频到低频直接变频(AC-AC)的循环变流方式。但多年的研究与应用证明，前者比后者的使用性能优越得多(体积质量小、运行稳定可靠)，所以现在一般多采用前一种变换方式。变速恒频发电系统的原理如图所示。这种发电系统主要应用于飞机交流电源和武器系统地面设备车辆的行驶发电等，其优点是体积小、质量轻、电能质量高；缺点是技术难度大、造价高。今后的发展方向是静止变频器采用高频化软开关技术，以进一步提高变速恒频发电系统的性能质量。



变速恒频发电系统原理示意图

（撰写：刘凤君 审订：王武贤）

biantuili huojian fadongji

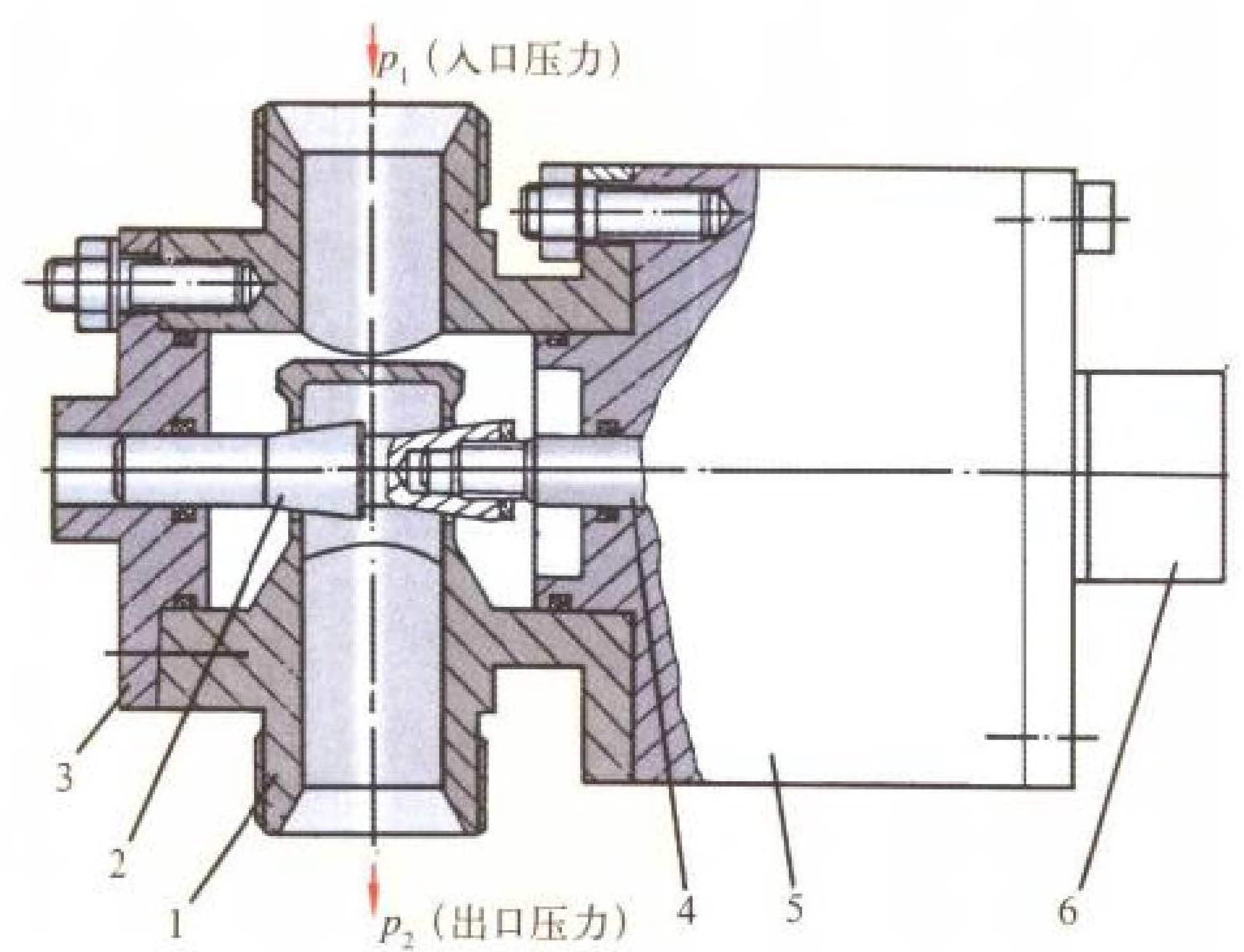
变推力火箭发动机 variable thrust rocket engine 推力在大范围内可调节的火箭发动机。根据飞行任务或火箭设计的需要(如在地球上垂直起飞或着陆和在月球或其他星球上起飞或降落)，为降低飞行中火箭的过载等，有时要求火箭发动机的推力可在大范围内调节。泵压式变推力火箭发动机一般通过改变涡轮工质流量来改变涡轮功率和转速，以实现推力变化；挤压式变推力火箭发动机可通过改变喷嘴截面积或改变推进

剂活门开度来实现推力变化。典型的变推力火箭发动机如美国“阿波罗”登月舱的下降发动机，其推力变化范围为10∶1。

（撰写：胡平信　审订：朱森元）

biantuili tiaojieqi

变推力调节器 variable thrust regulator 液体火箭发动机中根据指令用来改变发动机推力的调节组件。变推力调节器有多种结构形式，主要有步进电机—滚珠丝杠结构和步进电机—谐波齿轮结构。它们由壳体、执行机构、传动机构、步进电机和位移传感器等部分组成。调节器的工作过程是：输入



变推力调节器

1—壳体；2—双阀芯；3—盖；4—丝杠；5—步进电机；6—位移传感器

的脉冲指令信号使步进电机按步数转动（正反两向），经过滚珠丝杠变成直线运动来改变阀的节流面积或经过谐波齿轮输出角位移改变球（或蝶板）的角度来改变节流面积，由此改变推进剂压力和流量，最终实现变推力调节。位移传感器用于变推力调节器的地面调试、飞行监测和故障诊断。滚珠丝杠结构进回程差小，调节精度高，适用于小流量场合；谐波齿轮的传动方式进回程差大，调节精度低，适用于大流量场合。

（撰写：余伯健　审订：刘小渝）

bianzhiliang wuti lixue

变质量物体力学 mechanics of mass-changing object 研究变质量物体运动规律的一门科学，是应用力学的一个分支。通常，飞行器是一个变质量（或变组成）的系统。在建立该系统的运动方程时，不能直接运用经典力学中的刚体动力学定理。研究表明，在任何瞬时 t 变质量物体的运动方程，可以写成在该瞬时将物体固化所得到的刚体的运动方程，只要把发动机的推力和科里奥利斯力也包括在作用于这一虚构刚体上的外力之中，即

$$\begin{cases} \dfrac{\mathrm{d}\boldsymbol{Q}_\mathrm{s}}{\mathrm{d}t} = \Sigma\boldsymbol{F} \\ \dfrac{\mathrm{d}\boldsymbol{K}_\mathrm{s}}{\mathrm{d}t} = \Sigma\boldsymbol{M} \end{cases}$$

式中 $\boldsymbol{Q}_\mathrm{s}$ 和 $\boldsymbol{K}_\mathrm{s}$ 分别为飞行器的动量和动量矩；$\Sigma\boldsymbol{F}$ 和 $\Sigma\boldsymbol{M}$ 分别为作用于飞行器上所有力的主矢量和主矩。

（撰写：关世义　审订：邵继法）

bianxieshi fangkong daodan

便携式防空导弹 portable air defense missile 由单兵或兵组携带，以肩扛或支架发射，攻击空中目标的防空导弹。便携式防空导弹成本低，便于携带和机动作战，因而许多国家都研

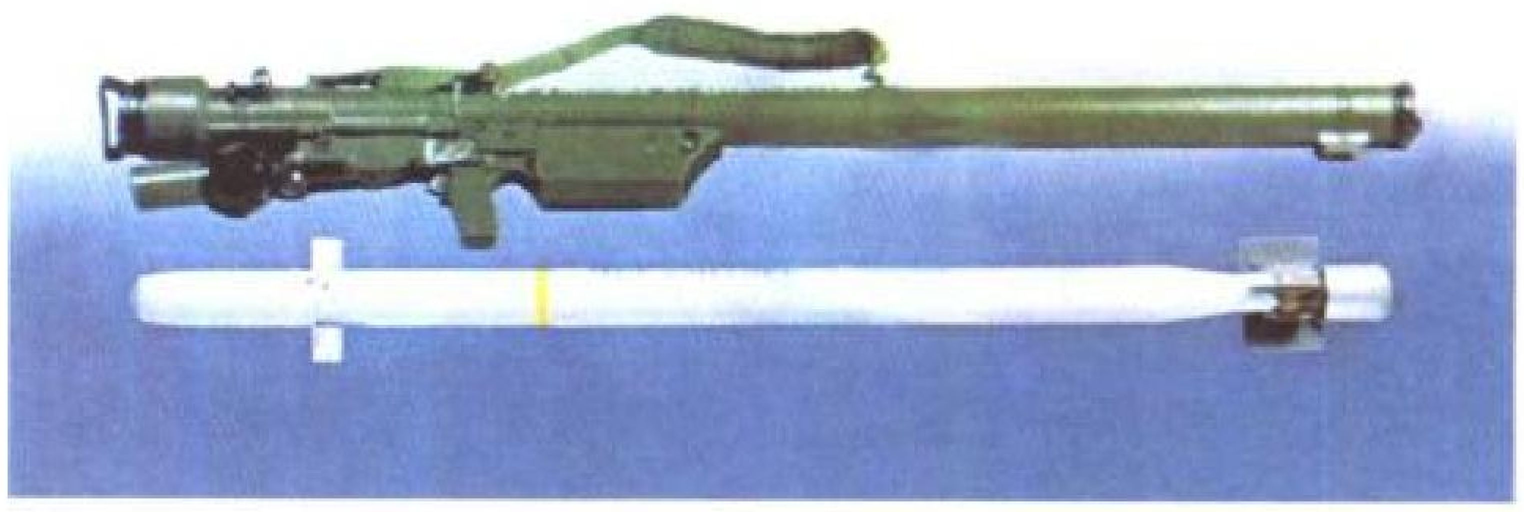


图1 中国的QW－2便携式导弹



图2 美国的“尾刺”便携式导弹

制或采购了便携式防空导弹。便携式防空导弹自20世纪50年代开始研制以来，历经40多年的发展，随着空中威胁的发展变化而不断更新换代，目前已发展到第三代，正在向第四代发展。便携式导弹多采用红外寻的制导，第一代只能尾追攻击。第二代导弹增强了迎头攻击目标能力。第三代导弹采用双色导引头和复合制导等技术，提高了导弹的抗干扰能力。第四代导弹将采用红外凝视成像焦平面导引头，增强低空作战和拦截不同目标的能力。为了充分发挥便携式防空导弹的作战能力，便携式导弹还可以装车、装舰（艇）或装直升机，配以雷达或红外目标指示系统，成为一种通用性和独立作战能力很强的防空导弹。它还可用来构成弹炮结合防空武器系统。

（撰写：林玉琛　审订：张志鸿）

biaowei xitong

标位系统 locating system 又称助寻系统。用来发出显示返回器位置的信号系统。用于向回收区的地面搜索人员提供返回器的位置或方位信息，以便尽早发现目标、开展回收作业。标位系统以无线电标位为主，辅以其他标位手段，常用的有：（1）甚高频无线电信标机和机载（或船载、车载）定向罗盘相配合。信标机输出功率2～5 W，对于机载罗盘的作用距离不小于100 km。（2）雷达应答器和地面雷达相配合。地面雷达向返回器发出询问脉冲信号，返回器应答器报以回答信号，雷达跟踪返回器下降的轨迹实现目标的测距和定向。（3）中波信标机和地面便携式定向仪配合，是20 km距离以内搜索的辅助标位装置。（4）应用GPS于返回器降落过程直至着陆，以实现各种天气条件下连续实时的高精度三维定位和速度测定。（5）海水染色剂，适用于返回器海上溅落情况。染色剂溶于水后形成数百米长的黄绿色荧光闪烁斑点，在飞行高度为3000 m的飞机上，其可见距离达16 km（晴朗天气）或7～10 km（阴天）。（6）

闪光标位器，适用于夜间着陆返回器的搜索。美国载人飞船上应用的闪光标位器闪光频率约为每分钟15次，在3500 m的飞行高度上，晴朗的夜间可见距离达70 km。(7) 发烟罐和发烟筒，用于载人返回舱，由航天员点燃后，发出浓烟，以向前来搜索营救的飞机指示返回舱所在的位置。

（撰写：沈祖炜　审订：李大耀）

biaozhun dandao

标准弹道 standard trajectory　视导弹为可控刚体，导弹的飞行环境条件为标准状态，导弹的总体参数、气动数据、推力参数均为理论设计值，导弹控制系统的软硬件均为理想工作状态下计算得到的弹道。标准弹道可作为对弹上各分系统提出技术要求的重要依据，亦是提供飞行试验的基准弹道。对弹道式导弹而言，通常将理论弹道称为标准弹道。

（撰写：邵继法　审订：关世义）

biaozhun pinlü xitong

标准频率系统 standard frequency system　航天器上提供准确频率和定时信号的设备。它由高准确度、低漂移率、高稳定度的频率源及倍频、分频、锁相回路等电路组成，向遥感器、空间科学测量仪器等有效载荷，制导导航控制、遥测、遥控和转发器等分系统提供准确频率和定时信号。目前对地成像观测卫星和科学实验卫星上较多采用加恒温槽的高稳定晶体振荡器提供标准频率，准确度可达每日 $10^{-7}\sim10^{-9}$，漂移率为每日 $10^{-8}\sim10^{-10}$，频率稳定度可达每日 $10^{-9}\sim10^{-10}$，对于大型航天器如载人飞船、导航星，则可采用质量更高的原子频标，如铷钟或铯钟。GPS 问世后，也可用 GPS 来提供时间标准。标准频率系统是航天器上一切电子设备有序工作的心脏，它的精度直接影响到航天器的观测结果和测控的精度，因而尚需定时地与地面标准频率设备进行校频和对时，以保持精度。

（撰写：姜　昌　审订：柳东升）

biaomian fushe texing

表面辐射特性 surface radiation characteristics　物体表面对辐射所表现的行为。包括对入射辐射的反射、吸收、透射和其本身的辐射。根据能量守恒定律，对入射而言

$$\alpha+\rho+\tau=1$$

式中 α 为表面材料吸收率；ρ 为反射率；τ 为透射率。对黑体来讲 $\alpha=1$，$\rho=\tau=0$。根据基尔霍夫定律，在给定温度下，辐射通量密度和吸收率之比对任何材料都是常数，并等于该温度下黑体的辐射通量密度，即

$$\frac{\varepsilon\sigma T^4}{\alpha}=\sigma T^4$$

式中 σ 为斯蒂芬—玻耳兹曼常数；T 为绝对温度（K）。$\varepsilon=\alpha$ 说明任何材料在给定温度下的发射率在数值上等于该温度下的吸收率。对于不透明材料，$\tau=0$，$\varepsilon=1-\rho$，所以只要测量材料的反射率就可以得到发射率。金属表面的发射率比较低，但它随温度升高而增加，当表面形成氧化层时，可以成十倍或更大倍数地增长。非金属表面的发射率要高一些，通常大于0.8，并随温度增高而减小。非透明材料的辐射发生在表面几微米内，因此发射本领是材料表面状态的函数，与尺寸无关。涂覆或刷漆的表面发射本领是涂层的特性，而不是基底材料表面的特性。各种材料的发射率在许多书中都可以查到。

（撰写：符文龙　审订：孙再龙）

biaomian huoxingji

表面活性剂 surface active agent　能降低固体推进剂液相组分的表面张力，更好地润湿固相组分表面，可以降低药浆粘度，改善药浆工艺性能的物质。表面活性剂的选择应能在固相颗粒表面形成稳定的粘附层，又能与粘合剂体系的表面张力相匹配，如聚酰胺类化合物能显著地改善高燃速丁羟推进剂的工艺性能。用环氧树脂作固化剂的固体推进剂，常用十二烷基硫酸钠作表面活性剂。单纯地对液相组分表面张力起作用的表面活性剂，有时可能影响推进剂的力学性能。

（撰写：姚润森　审订：王北海）

biaomian shashi

表面砂蚀 surface erosion　毫米级尺寸以下的微流星体和空间碎片对飞行器表面材料的一种长期性碰撞效应。在太空中长期运行的航天器受到微小的流星体和碎片的碰撞，虽然不会产生穿孔，但却会由于积累效应而产生一个个的小坑，这些小坑虽然不会有致命的危险，但对于某些表面其损伤和危害极大，如对于光学镜头，会影响成像质量；对于太阳能电池，会影响对太阳能的吸收效率。最后将导致这些表面不能继续使用而不得不更换。因此，表面砂蚀是一种不可忽视的效应。

（撰写：刘　静　审订：都　亨）

bingfa chuli

并发处理 concurrent processing　为提高机器的利用率和增强系统的处理能力，在现代计算机中广泛采用并行操作技术，使多种硬件设备能并行操作。例如，当系统中具有多台 CPU 时，可同时执行多个不同的程序段。这就使得现代计算机仅要求诸操作间部分有序，即某些程序段的执行必须先于另外一些程序段，而另外的一部分程序段则可并发执行，即这些程序段在执行时间上是重叠的，即使部分重叠，我们也称这两个程序段是并发执行的。从理论上讲，凡是能由一组并发程序完成的任务，都能用相应的单个程序来完成。然而，把单个程序分成若干个能并发执行的程序段进行并发处理，可带来如下好处：第一，简化了设计；第二，在多处理机系统中可加快程序的执行速度；第三，在多道程序环境下，可有效地利用系统的资源。

（撰写：乔永强　审订：蒋轩祥）

binglian huojian fadongji

并联火箭发动机 parallel rocket engine　由多台火箭发动机



并联火箭发动机

纵轴平行地装在共同机架上组成的推力更大的火箭发动机。并联火箭发动机的优点是可以利用推力较小的发动机获得更大的推力，并可以利用摆动各自独立的发动机来控制飞行器的飞行轨道。由于可利用已经研制成功的火箭发动机或只需要研制推力较小的火箭发动机，因此并联火箭发动机可以节省研制经费，缩短研制周期。为了不降低可靠性，并联发动机的组成数量不宜太多，一般为2台或4台。目前，我国运载火箭第一级的主动力装置大都采用并联火箭发动机。

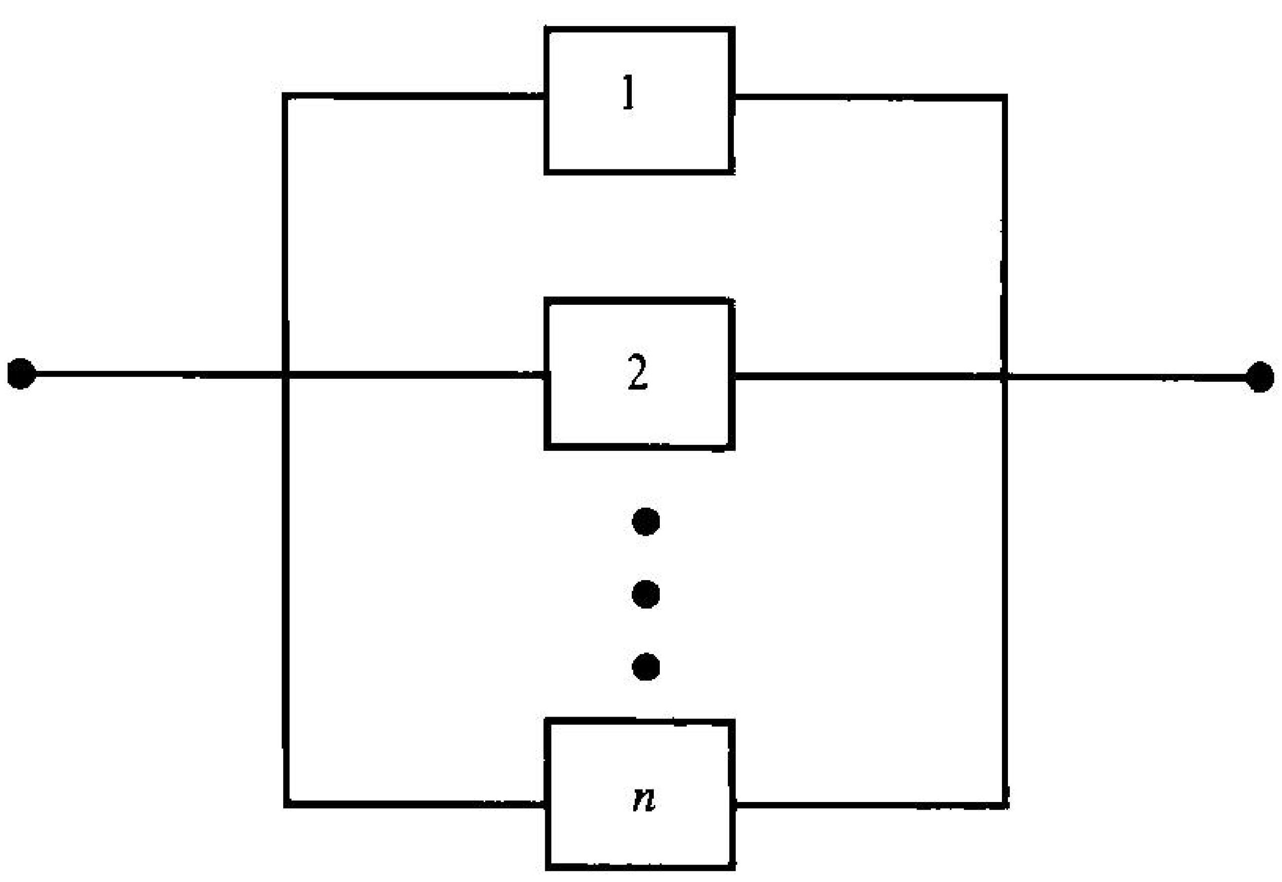
（撰写：胡平信　审订：朱森元）

binglian xitong

并联系统 parallel system　组成系统的所有单元都发生故障时系统才发生故障，这样的系统称为并联系统。这里系统和单元的概念是广义的，系统可是一复杂的系统、分系统、设备、线路板等，而单元是相对系统而言低一层次的产品，如分系统、设备、线路板、元器件等。并联系统可靠性框图见图示。系统可靠性（概率）计算公式为

$$R_s(t)=1-\prod_{i=1}^{n}[1-R_i(t)]$$

式中 $R_s(t)$ 表示系统可靠性函数；$R_i(t)$ 表示第 i 个单元的可靠性函数；n 表示组成系统的单元数。并联单元越多，系统可靠性越高，但是系统费用也越高，采用时应综合权衡。并联系统是消除单点故障的常见措施，在导弹、火箭和航天器设计中多有应用。例如，为保证导弹发动机点火系统的成功性，该点火系统常设计成并联系统。



并联系统可靠性框图

（撰写：刘婷　审订：陈晓彤）

boshu

波束 beam　聚束的或扩展式的电磁辐射波。例如天线辐射的无线电波波束。天线波束一般指天线辐射方向图的主波瓣，即集中了绝大部分辐射能量的波瓣。通信卫星使用的通信波束有全球波束、区域波束、点波束等几种。它是通信卫星功能的重要指标。现代通信卫星大多是一星具备多种波束。

（撰写：刘波　审订：高选正）

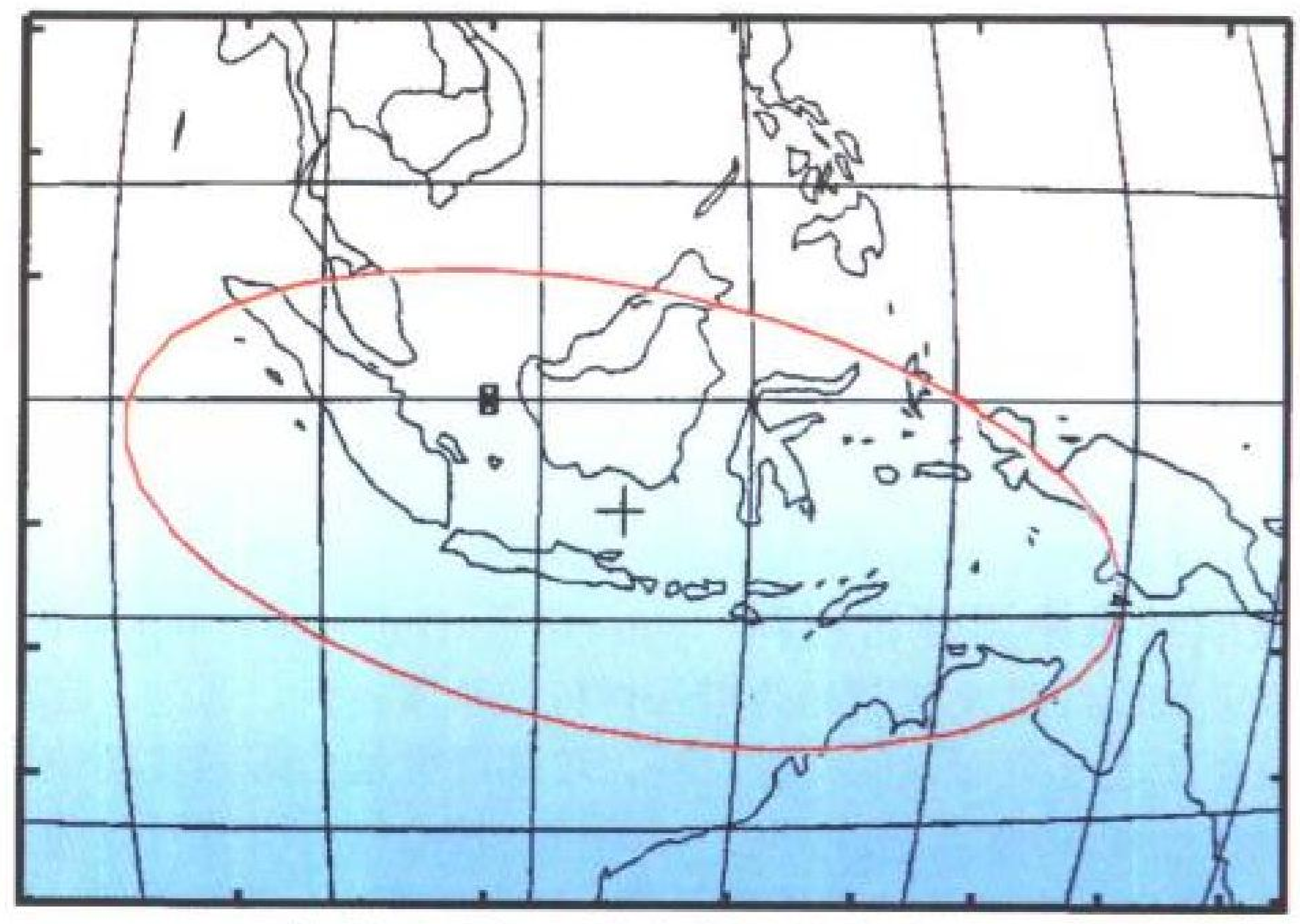
boshu chengxing wangluo

波束成形网络 beam-forming network　具有对阵列天线的输出或输入信号进行波束成形处理功能的电路网络。通过功率分配、合成，幅度／相位加权，延迟，相加和相乘等一系列处理获得所需要的特定波束形状或指向的过程被称为波束成形。这里电路网络的涵义是广泛的。根据实际应用情况，可以是微波、射频网络，也可以是中频或低频电路网络；可以是无源固定网络，也可以是有源可控网络；还有基于基带信号处理技术的数字波束成形网络。

（撰写：刘波　审订：高选正）

boshu fugaiqu

波束覆盖区 beam coverage　通信广播卫星的通信广播天线



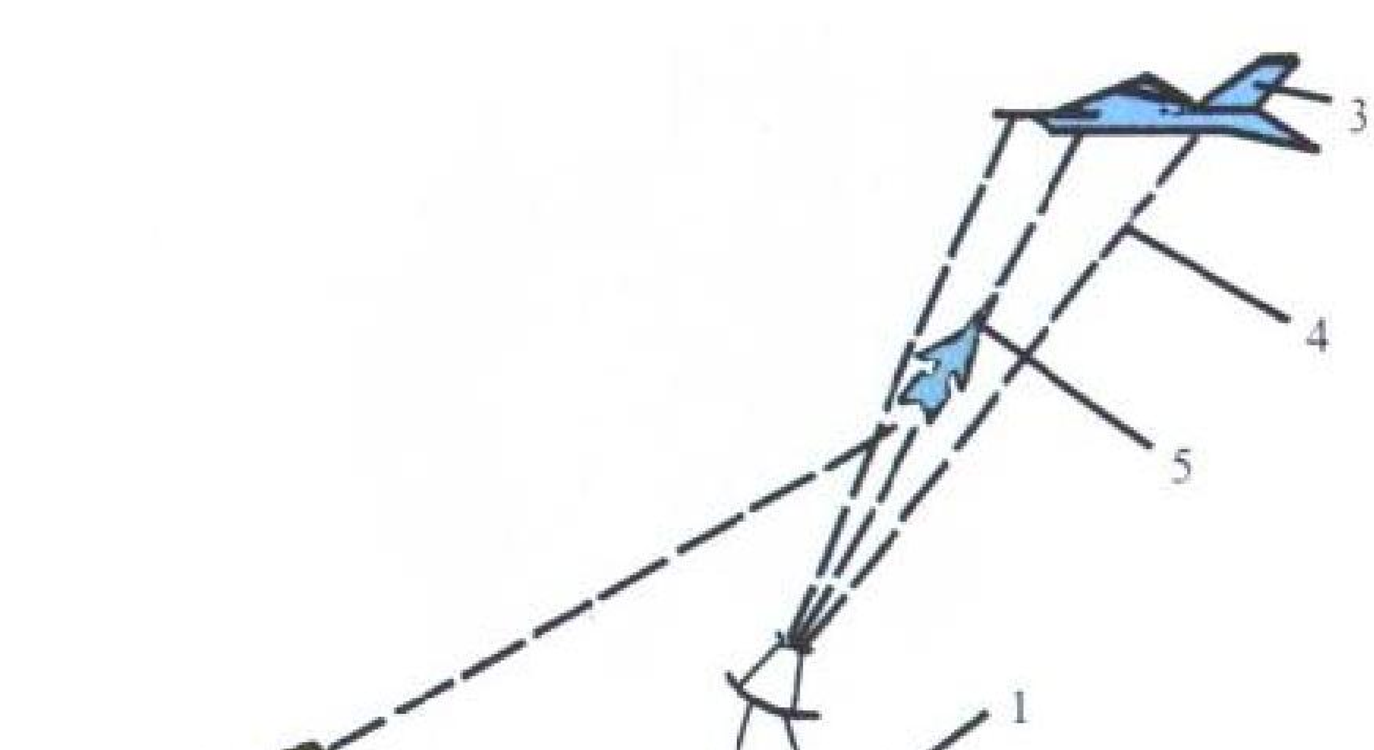
“印尼卫星”1的电视广播覆盖区

波束照射的区域（见图）。该区域内的各个地球站可以通过卫星互相通信。在覆盖区内，卫星的等效全向辐射功率必须满足地球站接收机灵敏度所需的电平要求；与此同时，地球站的等效全向辐射功率也必须满足卫星接收机灵敏度所需的电平要求。其实，在波束覆盖区外也有一定的辐射能量，因其低于接收机灵敏度（载噪比在门限电平以下），无法接收解调，因而不能通信。由此可见，波束覆盖区实际上是一个相对的概念，即卫星天线波束照射范围内等效全向辐射功率达到某一要求值的区域。波束覆盖区有圆形（椭圆形）和赋形覆盖区之分，皆由天线及其馈源决定。

（撰写：邝振勋　审订：郑松辉）

boshu zhidao

波束制导 beam guidance　又称驾束制导。导弹沿波束导向目标的制导方法。导弹依靠弹上装置接收制导站雷达或激光波束调制信号，当导弹偏离波束中心时，弹上装置产生误差信号控制导弹回到并沿着波束中心飞行直到命中目标（见图）。



单波束制导原理图

1—跟踪雷达；2—发射架；3—目标；4—雷达波束；5—导弹

波束制导包括无线电驾束制导和激光驾束制导等。制导站的光学设备或制导雷达在空间形成激光波束或无线电波束，并且不断跟踪目标。波束制导分单波束和双波束两种。在单波束制导中，制导站—导弹—目标连成一直线，系三点法制导，因此弹道曲率大，要求导弹有高的机动性。双波束制导采用两部雷达。波束制导的优点是制导设备简单，制导精度较高，与有线指令制导方式相比允许导弹有较高的飞行速度，特别是激光驾束制导的导弹飞行速度高，抗干扰能力强，采用激光脉冲工作方式，有利于信息传输和增大作用距离。其缺点是制导站在制导过程中必须始终照射目标，使载机或载车的机动受到限制，制导精度随着导弹与制导站间距离的增加而降低，且易受电子干扰，而激光驾束制导的导弹为不降低导引精度，需增加变焦距光学系统。

（撰写：何立萍　审订：王毓兰）

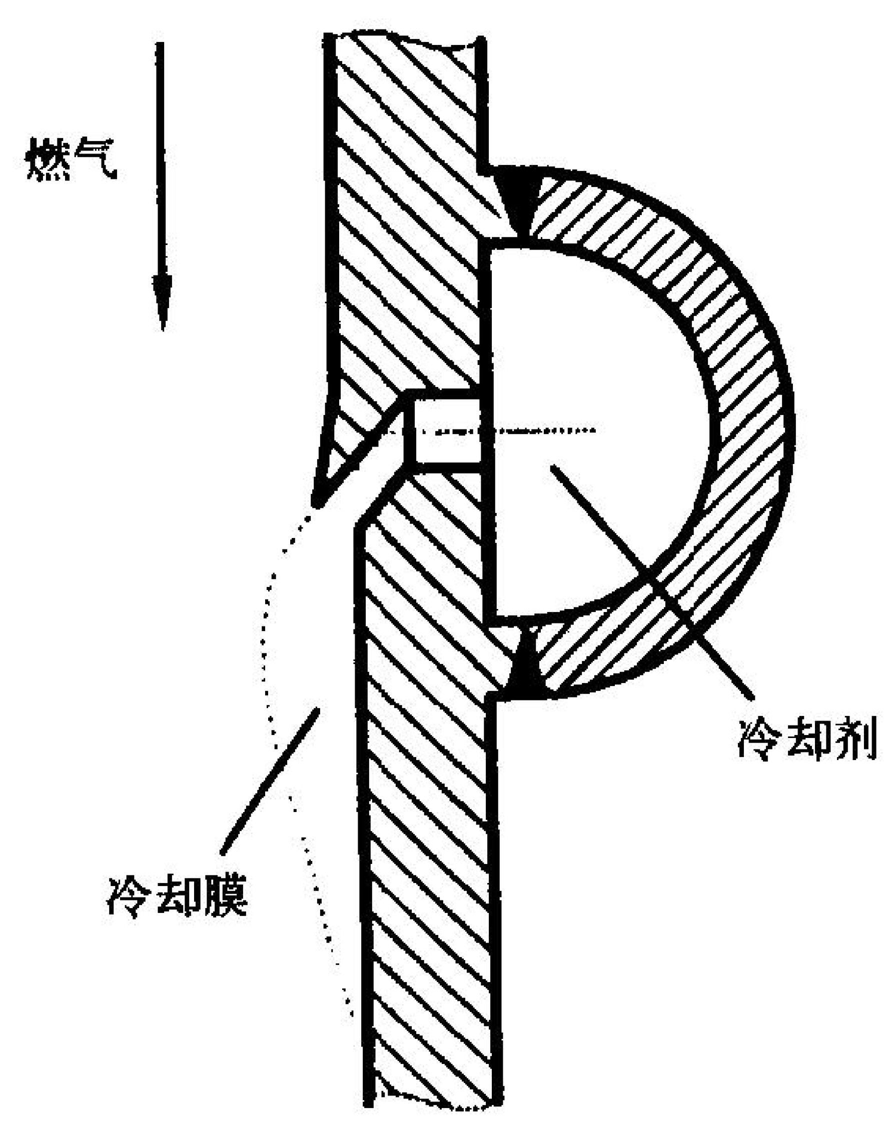
boli xianwei zengqiang fuhe cailiao

玻璃纤维增强复合材料　glass fiber reinforced composite　指以玻璃纤维及其制品为增强材料和基体材料，通过一定的成型工艺复合而成的一种材料。玻璃纤维是由熔融玻璃快速抽拉而成的细丝，直径为5～20 μm。按原材料组分可分为有碱、无碱、中碱及特种玻璃纤维，如高硅氧、石英纤维等。玻璃纤维制品主要有玻璃纤维布、毡及特种立体织物等。玻璃纤维布按经纬纱线编织方式的不同，可分为平纹、斜纹、缎纹和单向玻璃纤维布等。特种立体织物可分为铺层缝合、三向正交织物、2.5D编织物、多轴向径编织物、三维多向编织物等。常用的基体有无机基体（磷酸盐类）和有机基体（环氧树脂、酚醛树脂、不饱和聚酯树脂等），金属基体一般为铝合金。常用的玻璃纤维复合材料指树脂基复合材料，可采用手糊、缠绕、压制等成型工艺，也可采用注射及拉挤成型工艺。玻璃纤维增强复合材料由于轻质、耐腐蚀、绝缘等特性，可广泛应用于机械、化工、交通运输等领域。在军事领域可用于雷达罩、整流罩、导弹弹头及固体火箭发动机烧蚀防热层、轻型装甲、导弹发射筒、枪械及地面战斗车辆结构件等。

（撰写：冯志海　审订：胡连成）

bomo lengque

薄膜冷却　film cooling　在受热壁面建立贴壁流动的冷却剂保护膜，以防过热的一种冷却方式。冷却膜应贴壁、稳定并沿周边均匀分布。一般用燃料作冷却剂，通过沿喷注器周边均匀排列的小孔喷向内壁，或者在推力室某横截面设置冷却带，通过缝隙或均布的小孔引入燃料。在内壁表面建立顺燃气流方向流动的燃料薄膜，形成较低温度的近壁层，从而降低了向壁面传导的热流密度。燃料薄膜被燃气流加热和扰动，会逐渐由液膜变成气膜，并且在一定距离内消失，因此有的推力室需沿轴向分段设置多道冷却带。用燃料作薄膜冷却剂，不仅有冷却功能，而且可在近壁层形成还原性介质，保护内壁不受化学腐蚀。用作薄膜冷却的燃料不能完全参加燃烧，因而会造成比冲损失。薄膜流量一般不超过总流量的5%。



薄膜冷却示意图

（撰写：宋连忠　审订：谢光选）

bujianduan dianyuan

不间断电源　uninterruptible power system (UPS)　当交流市电中断或其指标出现异常超出规定限额时，在一定时间内仍能向用电装备继续正常提供电能的一种电能储存和变换设备。它最先是为保证不允许瞬间失电的计算机系统安全运行而研制的，后又应用到要求供电不能间断的其他场合，如火箭（导弹、卫星）发射及重要通信部门。UPS电源一般均为静止变换式。它首先将交流市电整流滤波，然后将整流后的直流电压一方面用于对UPS中的蓄电池组充电，一方面由UPS中的逆变器（DC/AC）转变为恒频、恒压的交流电（其主要参数与市电相同），代替市电向用电设备供电。一旦市电中断或其指标超限，电池组蓄存的电能仍能使逆变器正常工作。按电池容量的配置，其持续时间可达数十分钟乃至几小时，达到不间断供电的目的。UPS电源的工作方式分为后备式和在线式两种。目前航天发射场、导弹基地、重要通信部门、测控系统及计算机网络设备均采用了不间断电源供电。

（撰写：郭书勤　审订：严殿启）

bufen chongfu shiyong yunzaiqi

部分重复使用运载器　partially reusable launch vehicle　主要是指关键组件在发射后可以采用弹道式气动减速装置（或反推火箭）或带翼自主返回地面，经检修和试验后可重复使用，而其他部件则在空中被抛掉的航天运输工具。因此，部分重复使用运载器又分为弹道式回收和飞回式重复使用两种。弹道式回收一般是利用减速伞或反推火箭装置将运载器中价值昂贵的关键组件或系统（如推进系统和电子设备，也可以是整级火箭）的降落速度减至一定范围内，再利用其他回收设备将这些组件或系统在海上或陆上回收，以便在经过整修和处理后重新使用。反推火箭减速装置通常在回收质量较大的部件时配合减速伞一起使用。飞回式重复使用是指运载器的关键系统（助推器、芯级或轨道器）采用带翼结构进行飞回式回收，返回的系统在指定的机场或发射场水平着陆，以便在经过检修与测试后重新使用。飞回式采用带翼结构，因此具有很高的机动性；加之绝大部分组件都能重复使用，因此降低成本



正在着陆的美国航天飞机轨道器

的幅度也比弹道式回收的大。虽然飞回式系统结构复杂，技术难度大，研制费用高昂，但却是发展未来完全重复使用运载器的必经之路。美国航天飞机是世界上最早投入使用的部分重复使用运载器，它的可重复使用部分主要是轨道器，固体火箭助推器的壳体也可回收与重复使用。

（撰写：才满瑞　审订：朱维增）

bufen renwu moniqi

部分任务模拟器 part-task simulator 仅考虑操作者/航天员任务的一部分或飞行任务的一部分，及与该飞行任务相关部分内容的一类模拟器。它可能只模拟飞行过程中某个或几个阶段，也可能是飞行任务中的一项或几项监控操作任务。其目的是对一些不依赖于整个设备系统运作，但又需特别练习的任务，提供一种经济的单系统训练器。典型的航天部分任务模拟器有制导与姿态控制系统模拟器、交会对接模拟器、着陆模拟器等。其组成见航天飞行模拟器，但根据不同任务而有所取舍。

（撰写：陈道木　审订：魏金河）



C pinduan

C 频段 C band 按照通常的频段划分，频率的范围为3.95～8.20 GHz，对应的波长范围为7.59～3.66 cm的频段。根据国际电信联盟无线电规则第八条，C频段在空间应用的领域有：空间研究、卫星星间链路、固定通信业务卫星、移动通信业务卫星、地球探测卫星、无线电测定卫星、标准频率和时间信号卫星。C频段首先被用于卫星固定通信业务，也是目前卫星通信中应用最广的频段。上行链路选择在5.925～6.425 GHz的500 MHz频带内，而下行链路为3.7～4.7 GHz。为了充分利用500 MHz频带，频率复用技术被广泛采用。极化复用是首选的一种形式，比较容易实现。另外一种形式是波束分隔频率复用，即用几个空间分隔的方向性天线，按照满足一定隔离度要求使用同一频带。早期的卫星转发器只有C频段，近期发展的卫星大多数采用C和Ku或C和Ka转发器同时配置在一颗卫星上，以达到充分利用空间资源的目的。在选用C频段中的具体频率时，需要注意有关的规则和定期修改的内容以及业务的种类。

（撰写：陈 豪 审订：张 伟）

CAMAC ceshi shebei

CAMAC 测试设备 computer automated measurement and control (CAMAC) test equipment 利用CAMAC总线技术组成的测试设备，主要包括各种CAMAC功能模件（机箱控制器、数字电压表、测量测频仪、采样开关、交直流信号源等）、CAMAC机箱、CAMAC电源和CAMAC综合测试机柜等。当任务需要组建一个大型的CAMAC测试系统时，CAMAC测试设备还可以包含并行分支驱动器与串行分支驱动器等。在地面测试发射控制系统中，发射控制台或发射控制计算机通过其I/O总线与CAMAC测试设备相连接，而CAMAC测试设备通过其各功能模件经电路转接与测试发射控制对象相连接，组成一个完整的测试发射控制系统。这个系统的控制中心或人机交换单元是发射控制台（或发射控制计算机）。整个系统的测量精度与测试速度，在测试对象已经确定的条件下，主要取决于CAMAC测试设备的性能。

（撰写：左大良 审订：仲伟生）

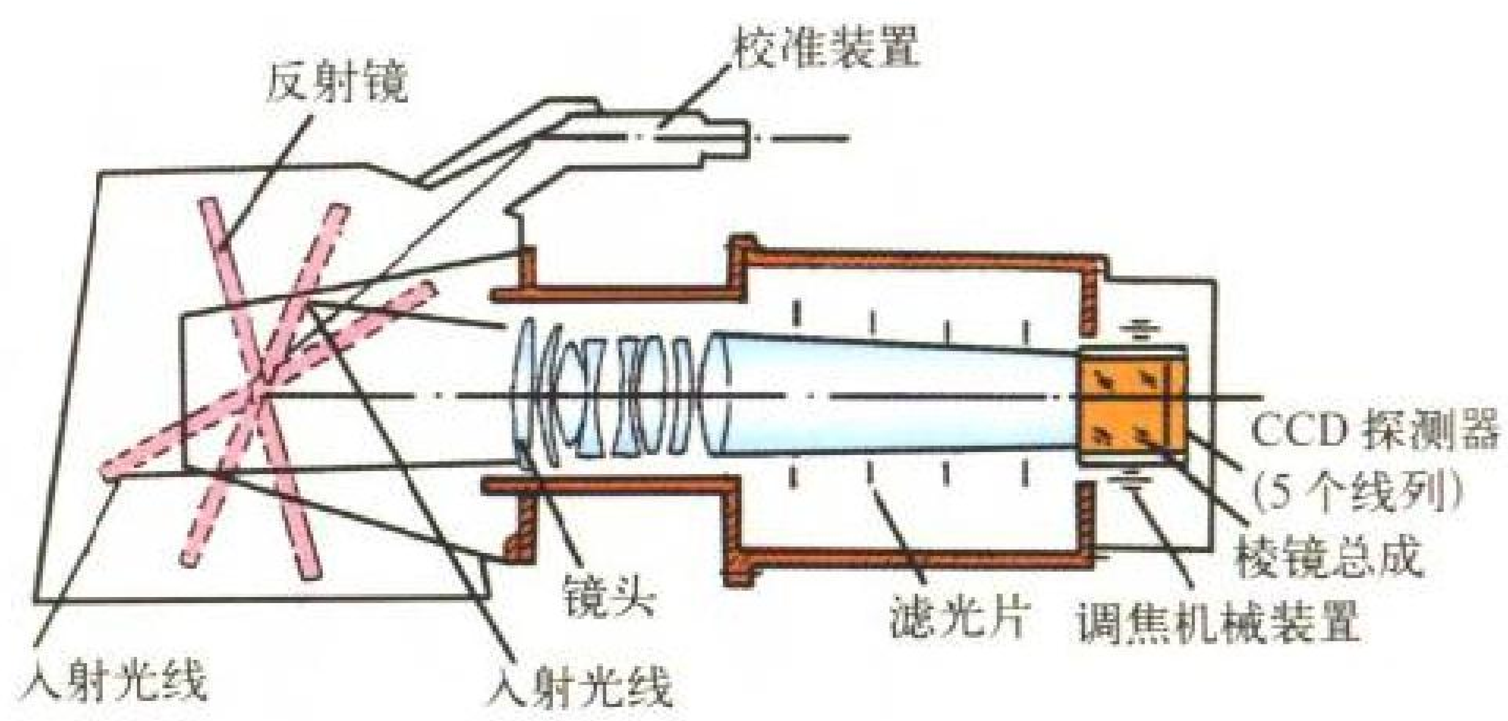
CAMAC zongxian

CAMAC 总线 computer automated measurement and control (CAMAC) bus 一种计算机自动测量与控制总线。它具有面向过程的特点。CAMAC总线通常由4种标准总线所组成：(1) 数据路总线。这是一种数据传输规范，它规定了CAMAC系统中的机箱控制器与挂接在其数据路总线上的CAMAC功能模件之间的信息交换方式、时序匹配关系及电平高低等。机箱控制器与各功能模件之间的信息交换采用TTL电平，在数据路周期规定的1 μs之内一次可传输24位数据。在信息传输与控制的方式上，可归纳为“读”、“写”、“控”3种基本类型的CAMAC命令形式，从而为用户编程提供了方便，并使CAMAC接口电路易于实现标准化。(2) 并行分支公路总线。这是一种实现多个并行CAMAC机箱与并行分支驱动器相互交换信息的通路。利用该总线，可组建较大型的并行公路接口系统。(3) 串行分支公路总线。这是一种实现多个CAMAC机箱与串行分支驱动器相互交换信息的通路。利用该总线可将地域相对分散的控制对象组建成串行公路接口系统。(4) 辅助控制总线。这是一种在CAMAC机箱内连接主控制器与辅助控制器的辅助控制通路。通过数据总线与辅助控制总线的配合，可以形成多个控制源的CAMAC机箱，以组成多机分布式的CAMAC接口系统。

（撰写：左大良 审订：仲伟生）

CCD xiangji

CCD 相机 CCD camera 以电荷耦合器件（CCD）为光敏感器和光电转换器的相机。按所用CCD器件的种类，这类相机可分成：可见光近红外线阵推扫式、面阵画幅式、时间延时积分（TDI）推扫式和红外CCD推扫式相机等。CCD相机具有结构简单紧凑、质量小、可分光、易配准、几何保真度高、动态范围大、空间分辨率和辐射分辨率高、工作可靠性高以及工作寿命长等特点。此外，所记录的信息可进行模数转换、数字化处理与传输。因此在航天对地观测，如军事侦察、立体测绘、资源探测、海洋遥感等领域得到了广泛应用。以法国“斯波特”1卫星的CCD相机HRV为例，它由焦距为1.08 m和相对孔径1／3.3的折反式光学物镜、含有全色谱段和3个多光谱谱段的12片CCD组成的分光配准式CCD焦面组件、CCD电子线路等主要单元组成。此外还配置了侧视观测组件、定标装置、调焦机构以及控制单元和温度控制系统。早在20世纪80年代该相机就以其高空间分辨率和高辐射分辨率以及



“资源” 1号卫星CCD相机示意图

宽动态范围和地面覆盖范围而引人注目。美国在用于航天侦察的“锁眼”11号、12号卫星上，装载了更为先进的CCD相机，在这些卫星的侦察轨道高度上，地面像元分辨率可达到0.1 m。中国“资源”1号卫星采用了线列成像CCD相机。CCD相机是现代有发展前景的航天遥感器。

（撰写：乌崇德 审订：金志煜）

C³I xitong gongfang duikang

C³I 系统攻防对抗 C³I countermeasures 攻防双方为抑制对方的指挥、控制、通信和情报（C³I）系统，而采取的侦察、截

收、干扰、欺骗和信息战等对抗措施。在空中武器的对抗中，空袭体系往往通过预警指挥机来行使C³I的任务，它可以远程发现作战目标，并指挥控制空袭体系中的干扰机和作战飞机上的电子设备进行电子战；而防空体系则往往利用区域防空C³I系统与之对抗，对机载探测雷达和作战电子设备进行干扰，并指挥控制防御阵地的电子设备进行电子战。

（撰写：成楚之　审订：林玉琛）

C³I xitong rengong zhineng jishu

C³I 系统人工智能技术　artificial intelligence techniques used in C³I system　在C³I系统中用于完成数据融合、威胁评估、态势评定、资源分配和管理、决策支持、人机通信等任务的人工智能技术。适用于C³I系统的人工智能技术有：问题求解、逻辑推理、专家系统、机器学习、神经网络、机器视觉、智能控制、智能调度与指挥等。其中专家系统和神经网络的应用最广泛，前景最广阔。专家系统是一种以知识为基础，具有人类专家问题求解能力的计算机软件系统，可向人们提供领域知识、建议、推理、判断或决策意见，主要用于指挥控制决策支持系统、故障诊断。神经网络是神经元按一定方式联接起来，模拟人脑神经结构和功能的人造技术系统，具有信息的分布存储、并行处理、自学习能力和优化计算等优点，主要用于战场多传感器信息融合、图像数据处理、目标识别、语言／文字识别。人工智能技术的发展及其实际应用，必将把C³I系统推向高度智能化的新阶段，全面提高系统的完备性、可靠性、抗毁性、快速性和实战性，进一步增强C³I系统在未来指挥作战中的各种功能。

（撰写：邱邦清　审订：毕立人）

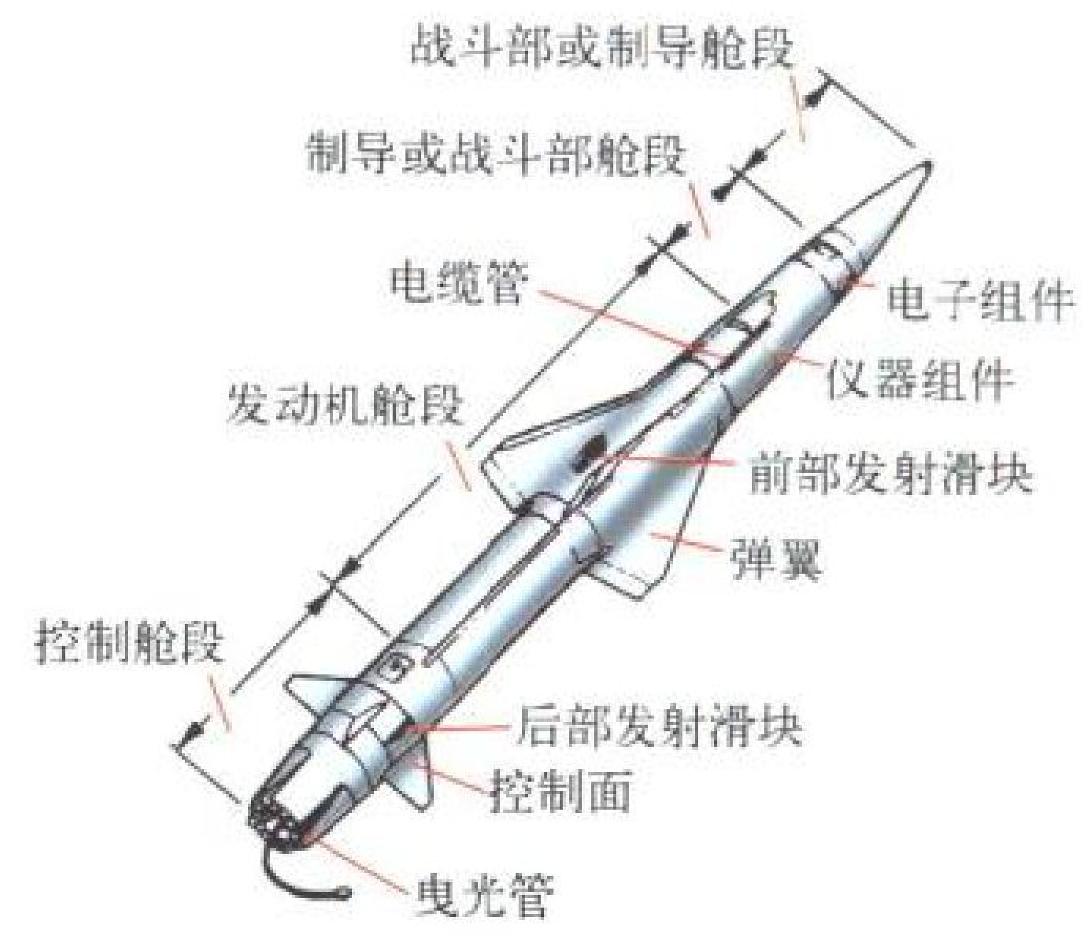
C³I xitong zonghe xiaoneng moxing

C³I 系统综合效能模型　comprehensive effectiveness model of C³I system　用以综合描述或评估C³I系统的自身效能和作战效能的模型。它为C³I系统的设计决策、规划决策、作战决策提供科学依据。C³I系统综合效能模型能反映系统自身的完备程度以及系统起到"力量倍增器"（或"兵器威力倍增器"）和"智力增强器"（或"决策智力增强器"）作用的有效程度。C³I系统综合效能模型是战争模型中的一个重要组成部分，因而在国内外受到广泛重视。在建模方法方面，目前已研究了系统动力学方法、统计方法、作战模拟方法等；在模型方面，则把C³I系统看作一个非直接火力杀伤武器系统，研究了采用美国工业武器系统效能咨询委员会的"三因素"模型作为C³I系统综合效能模型的实用性。国内外实践说明，用C³I系统的有效性、可信性、能力三个因素构成的系统综合效能模型，其应用效果良好。

（撰写：邱邦清　审订：毕立人）

cangduan

舱段　bay section　组成导弹弹身的各结构段。根据弹身各段的功用、受力特点，以及加工、装配、使用维护等要求所分成的独立结构。其主要功用是用来装载战斗部、推进剂和各种仪器设备，连接弹翼、舵面、发动机等部件，并承受和传递各种载荷。按其功能可分为制导舱、战斗部舱、驾驶仪舱（控制舱）、发动机舱等。典型的弹身舱段组成见弹身结构示意图。按其结构形式，舱段一般可分为骨架蒙皮式、整体壁板式和夹层式等。骨架蒙皮式根据有无纵向构件又可分为硬壳式和半硬壳式。半硬壳式又可分为梁式、桁条式和桁梁式舱段等。

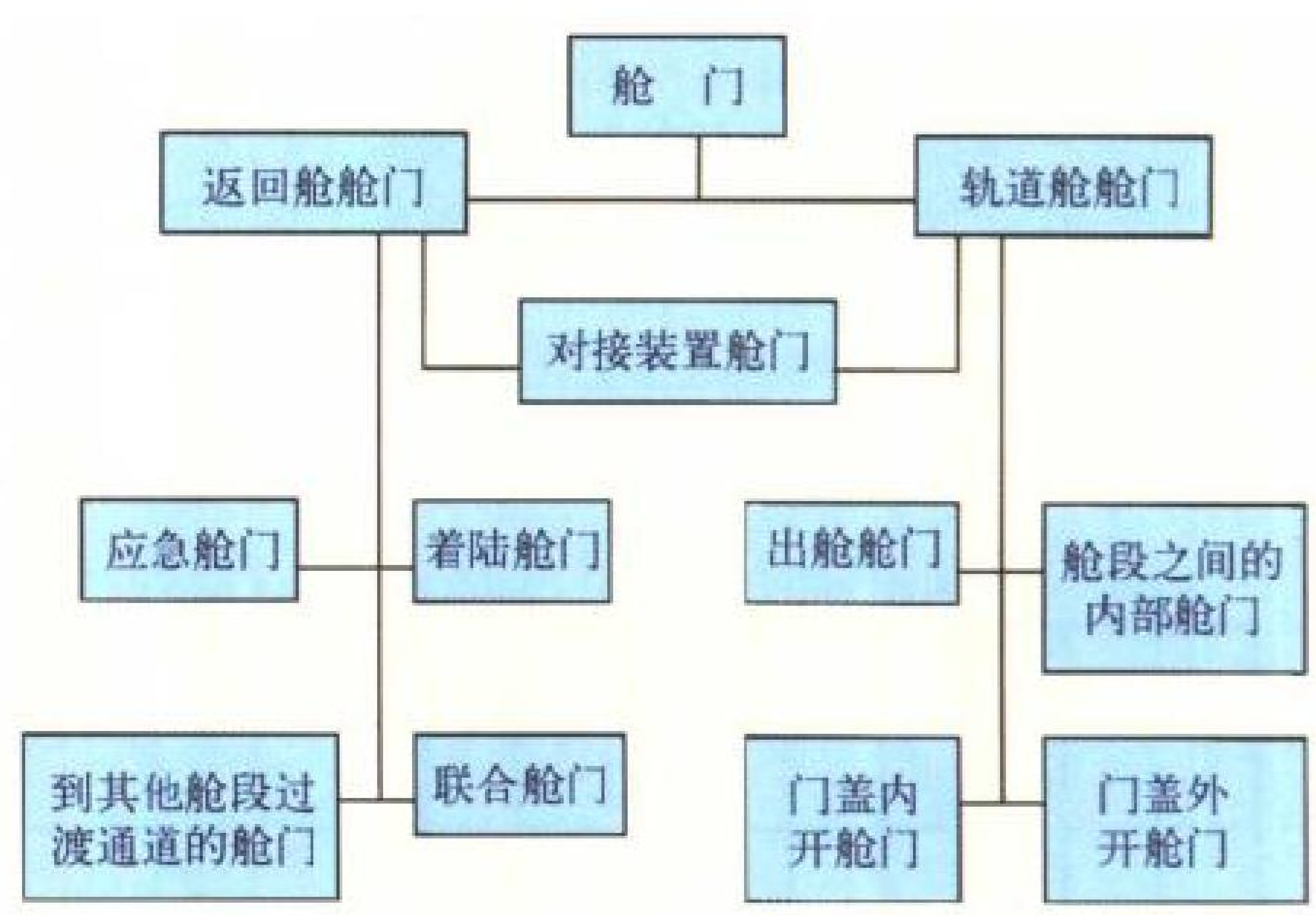


弹身结构示意图

（撰写：李正顺　审订：刘庆楣）

cangmen

舱门　hatch door　在载人航天器中，将两个密封舱或将一个密封舱与舱外空间连通和隔断的装置。根据所在舱段的用途，舱门分为两类，即返回舱舱门和轨道舱舱门。返回舱舱门的特点是舱门盖必须具有防热层和采取热密封措施。返回舱端面的门和轨道舱侧面的门一般为圆形，返回舱侧面门的形状取决于返回舱的形状和内部布局，一般为梯形。舱门由门盖组件、旋转轴、门盖压紧机构、舱门压点开关、密封性能监测设备、舱门两侧压力平衡装置和观察窗等部分组成。锁紧机构的传动装置可以设在门盖中心位置，也可以设在门盖的



载人航天器舱门分类

周边；门盖的开启和定位驱动方式可以是手动，也可以是自动；密封圈有单圈和双圈两种，单圈用于舱段之间的门和气闸舱到宇宙空间的舱门，双圈用于对接装置和向外打开的舱门。舱门直径根据人机工效学确定，一般不大于800 mm，在必须搬运大型物品时，可以适当增大到1000 mm。

（撰写：娄汉文　审订：陈烈民）

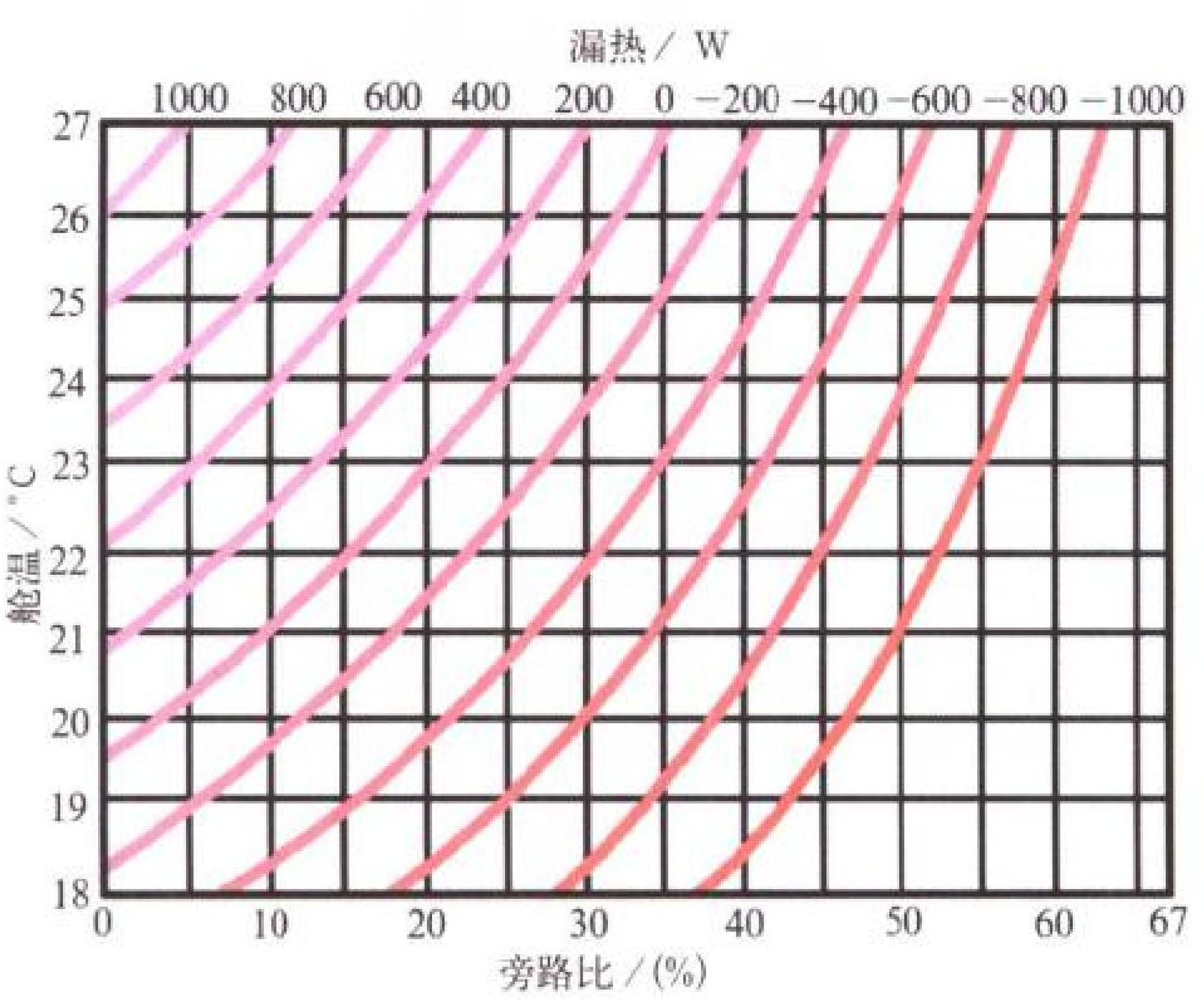
cangnei daqi jinghua

舱内大气净化　cabin atmosphere revitalization　清除乘员舱大气中二氧化碳及微量有害气体使其达到适宜于航天员生存的气体环境的过程。由于载人航天器舱内大气会受到航天员呼出的二氧化碳气体、乘员排泄物和仪器设备挥发物造成的污染，因此必须随时清除这些污染，否则将会严重影响乘员健康，进而影响预定任务的完成。舱内大气净化的关键问题之一是净除乘员不断排出的二氧化碳。在技术上净除二氧化

碳的方法可归结为消耗性的化学吸收法和再生技术。氢氧化锂是载人航天器常用的二氧化碳吸收剂，通常制成颗粒状产品。美国的载人飞船和航天飞机都使用氢氧化锂作为二氧化碳吸收剂，效果十分稳定。“双子星座”飞船的一个二氧化碳吸收装置可以吸收28 kg二氧化碳，可供两人使用两星期，后来采用小型装备，每天更换一次。实践证明，氢氧化锂二氧化碳吸收装置可以有效将二氧化碳分压控制在665 Pa以下，一般不超过299 Pa。无水氢氧化锂吸收二氧化碳的化学反应式为：$2LiOH+CO_2 \rightarrow Li_2CO_3+H_2O+2031.9\ kJ/kg\ CO_2$，化学反应为放热反应，每吸收1 kg二氧化碳放出2031.9 kJ的热量。前苏联的载人飞船和一些早期空间站成功地使用超氧化钾吸收二氧化碳。超氧化钾是一种比较好的二氧化碳吸收剂，同时也是一种有效的氧源，它吸收二氧化碳和产氧气的比例与人的呼吸商不相同，采用氢氧化锂与之配合使用可以较好地解决这个问题。除航天员代谢产生的二氧化碳以外，还有多种微量气体产生。净除这些污染气体的方法有吸附法、催化燃烧法等。　　（撰写：尚传勋　审订：范含林）

cangnei daqi wendu kongzhi

舱内大气温度控制　cabin air temperature control　将舱内大气温度控制在额定范围。载人航天器舱内温度常有3个标准，一般舱温正常值规定为18～24 °C，低标准要求16～30 °C，应急要求16～32 °C。相应的相对湿度和风速也都有3个标准。只有在正常的温度、湿度和风速条件下，航天员才可以获得最佳的舒适度，保持工作的高效率。航天员对舱内大气温度的控制是通过舱温控制阀进行的，借助于舱温控制阀可以调节通过冷凝热交换器和旁路的流量比例，从而改变进入乘员舱的空气温度。乘员舱的热负荷来源于航天员的代谢热、仪器设备的产热等。温控系统应有足够的调控能力，以使舱温维持在规定的范围内。不同的热负载条件下，“空间实验室”舱内大气温度的控制范围见图。



“空间实验室”舱内温度控制范围

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

cangnei hangtianfu

舱内航天服　intravehicular space suit　又称舱内应急救生密闭服。它供航天员在载人航天器座舱内穿用，是航天过程中备用的个人应急救生防护装备。其主要功能是当座舱意外失



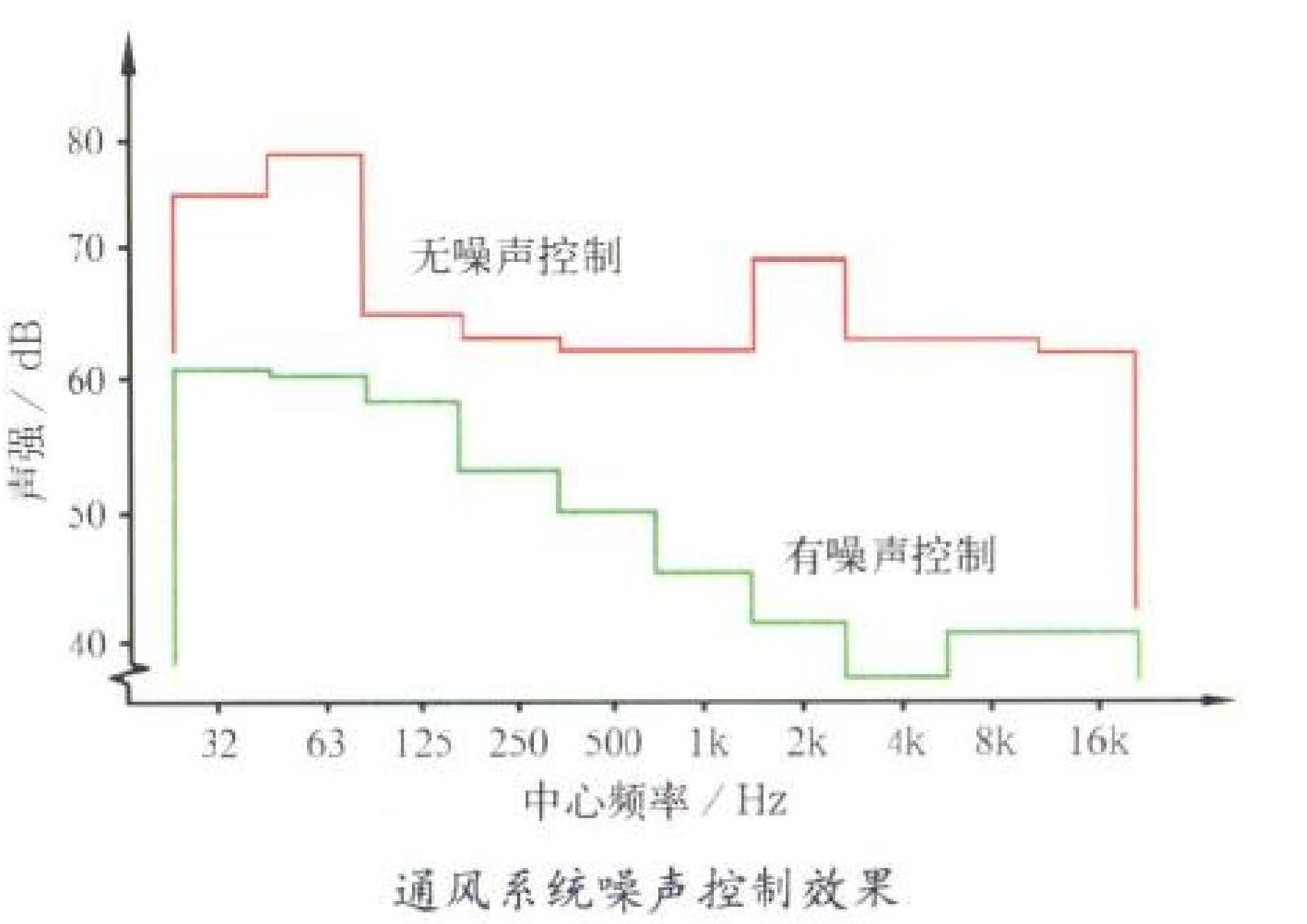
舱内航天服

压时，借助于通风供氧装置自动维持服装内具有规定的航天服压力制度，保证氧气的供给和二氧化碳的排出，头盔内二氧化碳分压不大于1.6 kPa，呼吸气体无毒无臭，使航天员免受低压（包括真空）缺氧对人体的危害，保障生命安全。舱内航天服由压力服、通风供氧管路、压力调节器、压力表、通信头戴和生理信号测试接口等构成，需要时可配置小便收集装置。它具有关节活动结构和视野、视觉、抗噪通话及生理信号传输等工作功能（见图）。舱内航天服一般在下述情况下穿用：在航天器发射、变轨、交会对接及返回再入阶段，用于预防座舱出现减压，起压力应急救生防护作用；在轨道飞行过程中，当座舱出现压力应急时穿着，起应急救生防护作用；在座舱返回着陆于海上，需要航天员从舱内溅落水上时，可与漂浮装置配套，起抗浸漂浮救生防护作用。

（撰写：陈景山　审订：魏金河）

cangnei tongfeng xitong

舱内通风系统　cabin ventilation system　由通风机、消音器、通风管道和气体分配系统组成的空气循环系统。由于空间航行中存在的微重力环境，乘员舱中的空气自然对流现象消失，航天员必须借助于通风才能散热。舱内微小气候的主要参数是温度、湿度和空气流动速度，要保持适当的空气流动速度，必须设置一套完善的通风系统。通风机把舱内空气经消音器抽入系统，经过二氧化碳净化装置、冷凝热交换器和通风扩散器输入舱内，保持适宜的空气流动速度和速度分布，为人体散热，最后经由地板上的格栅回流到通风系统。舱内舒适



通风系统噪声控制效果

条件是气温不高于19.6 ℃，一般应控制在18 ℃以下。舱温测量装置可随时测量空气温度，要求生活舱顶部和地板之间温差不大于2 ℃，并且生活舱各部位的风速分布均匀。通风系统的风机噪声是舱内环境的主要声源，必须予以控制。“空间实验室”通风系统噪声控制的效果如图所示。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

cangwai hangtianfu

舱外航天服　extravehicular space suit　又称舱外活动服。航天员出舱活动时穿用的个人防护作业装备，由压力服、热和微流星防护服、通风—液冷服、出舱面窗组件和通信头戴等组成（见图），它与便携式生保系统（又称独立生命保障系统或背包）及运动装置配套使用，为航天员提供所有的生命保障条件和作业活动功能。舱外航天服主要用于防护真空、无氧、辐射等有害环境因素对人体的危害；防护面对太阳或背着太阳时过热、过冷对人体的影响；防护空间微流星等颗粒对服装的袭击；防止视觉器官受太阳辐射的有害作用；具有良好的关节结构活动性能，保证航天员正常操作活动；提供航天员通信。航天员穿着舱外航天服（包括便携式生命保障系统）可在空间维修、回收、释放卫星，维修飞船或空间站等航天器，进行科学实验，建造空间站及星际探险与考察（如登月）等。

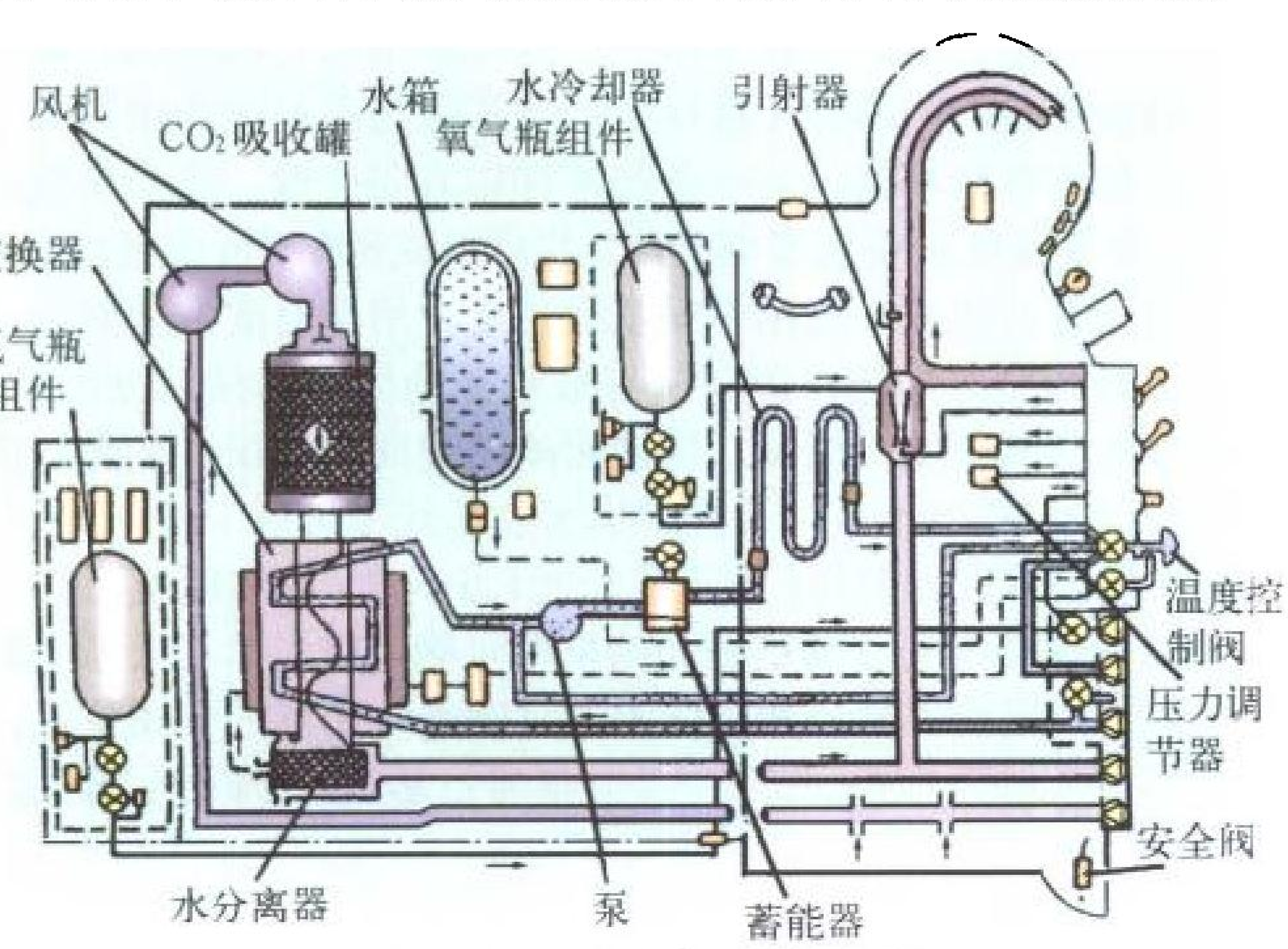


舱外航天服

（撰写：陈景山　审订：魏金河）

cangwai huodong shengming baozhang xitong

舱外活动生命保障系统　extravehicular activity life support system　保证航天员实施舱外活动作业时的生命安全和工作能力的携带式生命保障系统。航天员离开密闭舱必须穿着和佩戴一套防护外部严酷恶劣环境的装备，主要包括航天服、机动装置和携带式生命保障系统。舱外活动生命保障系统的任务是在航天服内创造一个适合航天员生存的气体环境。它是一个十分紧凑的便携式装备，通常置于航天员的胸前或背在背后，或安装于航天服的硬式外壳内。用于控制航天服内的大气温度、压力和气体成分，为航天员通风散热，维持航天员生命安全和良好的工作效率。根据任务的不同，舱外活动生保系统可分为消耗性系统和再生式系统两类。前者是迄今为止一直在航天任务中使用的系统，主要包括氧气通风、供水、流体散热、冷凝、主供氧和辅助供氧等循环回路（如图），另外还装备有完善的控制和显示系统。为减少排放消耗性物质的负担，当前正在研制再生式的系统，主要以改变利用水的相变散热和回收利用二氧化碳两项内容为研究的重点。



俄罗斯舱外活动生命保障系统流程图

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

cangwai refusheqi

舱外热辐射器　thermal radiator outside module　通常指设置于航天器之外、连接于航天器而又独立的辐射散热器。一般地说，当航天器所需排散的热量较小的时候，利用其自身的蒙皮表面作为辐射散热面就足以胜任。而当需要排散相当大量的废热的时候，如有大功率的动力系统或需要特殊的热控如生命保障系统的情况，就需设置专门的舱外辐射换热器。这种辐射换热器独立于航天器，又与航天器相连。其面积大小、设置方位与许多条件有关，如排热量要求的大小、所要求的温度水平、接受外热流的状况、受航天器本体影响的状况以及表面性质在轨道周期内和整个寿命期内的变化状况等。当然，由于直接面对空间，这种辐射换热器也会面临微流星的撞击和表面涂层性能衰退等问题。

（撰写：郭　舜　审订：文耀普）

cangya anquanfa

舱压安全阀　cabin pressure-relief valve　通过使密闭舱泄压或在返回时舱外大气流入密闭舱的办法，保护舱体不受过大压差破坏的超压安全装置。按功能分，舱压安全阀有正压安全阀和负压安全阀之分。以航天飞机为例，乘员舱安装了3个阀门组，每组都由两套阀门组成。其中两套正压安全阀用来保证舱压不超过110 kPa，供气系统因故障造成舱压升高时，阀门开启，放出舱内气体，维持舱压在额定值。每套阀门由一个电动蝶阀和一个压力敏感式阀门组成，舱压超值时使气动敏感元件收缩，带动执行机构开启阀门。但阀门的开启必须在启动电动阀门的情况下才能泄压。这就保证了舱体泄压的双控制功能，用以防止误泄压事故的发生。电动蝶阀作为安全超驰阀由直流电机、蝶阀、驱动机构和位置指示器组成，阀门使用低应力敏感元件感受压力，使用弹性膜片进行密封。航天飞机返回地球大气层时，阀门保证密闭舱内外压差不大于68 Pa，因此，乘员舱内还安装了两套负压安全阀，每套阀门的阀体上安装了罩盖，其功能是保护舱内大气不发生意外泄漏。这种阀门是一个弹簧加载的安全提升阀，弹簧加载保持内外压差在额定值，阀门罩盖上安装一个小活瓣阀以防护盖子不适当地开启，但不会影响阀门的正常工作。此外，乘员舱还安装了一个放气阀，用于发射前的压力试验后，放泄舱内压力。舱压安全阀是载人航天器上重要的安全装置。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

cangya kongzhi

舱压控制　cabin pressure control　乘员舱大气压力的调节。它是十分重要的生命保障功能。要满足乘员舱大气的压力控制，必须设计具有下述功能的压力控制系统，即舱压监测，氧、氮气体引入，应急排放气体，降压控制，复压控制，接通外部真空和超压安全保护等。舱压控制装置由压力

控制装置、气体排放安全阀、舱外放气和控制软件等 4 部分组成。压力控制部分可做成在轨更换单元，它包括氧气隔离阀，氮气隔离阀，微程序控制器，氧、氮输入系统压力敏感元件，氧、氮输入限流器和氧、氮排出扩散器等；气体排放安全阀是由气体排放安全隔离阀和气体排放安全控制阀组成的独立单元，安装在一个壳体里，每个阀门都有独立控制功能，它提供一个 55.9 mm 直径的通道，用于沟通舱内大气与外部真空。舱压监视设备使用的压力传感器在初用期的精度达到41 Pa，10年后的精度可达 68 Pa，平均无故障工作时间为 300000 h以上。国际空间站的压力控制系统可以控制舱压在 97.6～102.4 kPa，氧分压为 19.4～23.0 kPa。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

cangzai yixue shebei

舱载医学设备　medical instruments onboard　载人航天中，为监测和保障航天员身体健康状况，在航天器座舱内配备的检测、监视、诊断、治疗、锻炼和康复以及医学研究用的各种仪器和设备。为保证航天员在航天器座舱内生活与工作，需要提供相应的医学保健设备以保证航天员的身体健康。航天舱载医学设备分4类：(1) 医学监测设备，如医学监测用的生理测量监视系统、临床疾病物理诊断设备、出舱活动医学测量与保障装备、舱内辐射剂量仪与个人辐射剂量包、舱内有害气体监测装置等；(2) 医学保障用品，如航天药箱、个人急救包、个人卫生用具、紧急医疗救助装备等；(3) 工作与生活装备，如航天服系统装备、个人救生装备、睡袋、舱载食品、锻炼装备（跑台、自行车功量计、企鹅服、负压裤、弹力绳等）以及娱乐装备等；(4) 航天员在飞行中进行科学技术试验的设备，如医学、物理与化学监测和分析仪器等。

（撰写：王德汉　审订：魏金河）

caozong xitong

操纵系统　steering system　由控制回路中的执行元件（舵机）和操纵元件（舵面、副翼或摆动发动机、喷管等），以及其间的机械或电子传动机构组成的系统。舵机是操纵系统的重要组成部分，一般有液压、气压和电动 3 种，也可以复合使用。由于其传递力的方式不同，响应时间差别很大，目前有向液压与电动组合发展的趋势；而气压有向燃气压发展的趋势。操纵元件的品种很多，传统的有舵面和副翼，相继发展的有摆动发动机、摆动喷管、控制射流的电磁活门（控制燃气、冷气、二次喷流和脉冲喷嘴）等。由于执行元件和操纵元件的发展，传统的连杆、转轴、摇臂、支座等机构的变化也很大。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

ceyin

侧音　side tone　一种单频正弦波。如 $s(t)=A\cos(2\pi f_1 t)$。把这个频率为 f_1 的侧音作为基带信号调制到载波上发射出去，经目标转发后被接收解调，此接收的侧音信号相对于发射信号在相位上延迟了 $\Delta\phi$，反映了发射点—目标—接收点之间的距离和 R_{SUM}

$$R_{SUM}=r_0+r_1=\lambda_1\Delta\phi/(2\pi)=\Delta\phi\cdot c\,(2\pi f_1)$$

式中　c 为光速；λ_1 是侧音波长；r_0 是发射机与目标间的距离；r_1 是接收机与目标间的距离，若收发共用天线，则有 $r_0=r_1$，于是 $R=\Delta\phi\cdot c/(4\pi f_1)$，即只要测出相位差 $\Delta\phi$，就可得知目标距离 R。由于噪声的影响，测距误差 $\sigma_R=c\sigma_\phi/(4\pi f_1)$，当相位测量误差 σ_ϕ 一定时，侧音频率愈高，测距误差越小，故为提高测距精度，应提高侧音频率。但相位计只能测出 $\Delta\phi<2\pi$ 的精确值，故最大测量距离或无模糊测量距离小于侧音信号的半波长，即 $R_{max}<\lambda/2$，当 $R_{max}>\lambda/2$ 时，就出现距离模糊。为解决这一问题，可以采用一组侧音，其中最高侧音（频率最高）满足测距精度要求，而最低侧音（频率最低）保证最大无模糊距离，中间的侧音起解模糊作用，最低侧音频率应满足 $f_{min}\leqslant c/(2R_{max})$。

（撰写：郭建宁　审订：姜　昌）

cehui ditu

测绘地图　survey map　地图的一种，是按照一定的数学法则，运用符号系统和地图制图综合原则，表示地面上各种景物和坐标的地图。测绘地图由数学基础、制图对象和图面整饰3部分组成。数学基础包括大地控制点、经纬线网和比例尺。制图对象在普通地图上包括水系、地貌、居民地、交通线、土质、植被、境界线以及其他地物；在专题地图上包括地理底图内容和突出表示的主题要素。图面整饰的内容包括图廓、图名、图号、图例和图面上的文字说明以及附加图表等。测绘地图有3个基本特征：(1) 具有一定的数学基础，即按一定的地图投影和比例尺，将地球表面上各点转化为平面上相应的点，使图上的点位同地面上的实际物体保持对应关系，保证制图对象地理位置的准确性。(2) 运用符号系统表示事物。它不仅可以表示可见物体（现象），而且还能表示看不见的物体（现象）。(3) 运用制图综合的方法，将地面现象的主要特征突出，次要细节舍弃，并应用夸大和简化的手法，使地图内容清晰易读，符合用图要求。绘制测绘地图的过程一般从航空、航天摄影测量开始，利用航空、航天摄影拍摄的重叠立体相片，通过摄影测量处理，包括外业控制、调绘、清绘、内业空中三角测量加密等，测绘出地图原图，再通过制图印刷处理，形成地图。目前，测绘地图的处理实现了高度自动化，可以生成数字化的地图产品，方便应用、保存和更新。

（撰写：刘品雄　审订：常际军）

cejiao dingweifa

测角定位法　angulation positioning system method　依靠 3 个测角元素作为3个导航定位参量，找出3个位置面相交的一点以确定用户位置的方法。如测角基准是一个圆锥面，则用户位置是 3 个圆锥面的相交点；如测角基准是一个平面，则用户位置为 3 个平面的交点。利用导航卫星对地面目标进行测角定位，理论上存在着各种可能的方法：如用两个正交的扇形波束对用户进行扫描加上已知地球面进行相交定位，或用干涉仪测量角度定位等。但用卫星测角定位实际上付诸应用的只有俄罗斯的星载干涉仪。因受卫星尺寸的限制只能做成两条正交的短基线干涉仪，一条基线与卫星滚动轴方向一致，称为顺轨基线，另一条与俯仰轴方向一致，称为交轨基线，两条基线上安装多副天线，共可组成8条干涉仪基线，对不同入射波波长，选用不同基线长度，用于对敌方地面雷达波束的两个方向进行测向。导航星测角因受基线长度限制，很难达到高精度。相反，用地面测站组成干涉仪，如美、俄用的34 m或70 m口径天线组成甚长基线干涉仪（VLBI）来对深空航天器进行测角，因基线长近1万千米，测角精度可达20 nrad。由两条准正交基线测角结果即可确定航天器在天球上的角位置，但需再加上测距技术才可确定航天器的空间位置。

（撰写：姜　昌　审订：徐　京）

ceju wucha

测距误差　ranging error　侧音测距和伪随机码测距的距离误

差。利用侧音测距的距离误差方差为

$$\sigma_d^2=\frac{cd_{max}}{16\pi^2}\left[\frac{\omega_1^2}{\sum_{n=1}^{N}(S_m/N_0)\,\omega_n^2}\right]$$

式中 ω_1为最低侧音频率；d_{max}为最大无模糊距离；c为光速；S_m为第n个侧音的平均功率。当相位测量误差一定时，侧音频率愈高，则测距误差越小。利用伪码测距的距离误差方差表示为

$$\sigma_d^2=(ct_c)^2\left[\frac{B_n}{2C/N_0}\left(1+\frac{2B_e}{C/N_0}\right)\right]$$

式中 c为光速；C/N_0为接收信号的载波功率与噪声功率谱密度之比；B_n为环路等效单边噪声带宽；B_e为相关器带宽；t_c为伪码码片宽度。 （撰写：郭建宁 审订：姜 昌）

cekong fugailü

测控覆盖率 tracking, telemetry and command coverage rate 在某一飞行时段内，运载火箭、航天器的可测控时间之和与该时段总飞行时间之比。测控覆盖率的大小取决于运载火箭和航天器的轨道特性及其天线方向图、测控站的数量和布站等因素，它反映了测控系统对运载火箭、航天器的测控能力。对于极轨航天器，在高纬度地区建站可以有效提高测控覆盖率。而对于其他近地轨道航天器，使用跟踪与数据中继卫星系统可以有效地提高测控覆盖率。

（撰写：翟政安 审订：刘志逵）

cekong jihua

测控计划 tracking, telemetry and command plan 按时间排列的测控事件的序列。所谓测控事件，是指诸如测量和确定飞行器轨道、飞行器遥测监视、确定飞行器姿态、向飞行器发送遥控指令和注入数据、飞行器轨道控制策略生成等。地面测控系统按测控计划实现对飞行器的跟踪测轨、遥测和遥控。测控计划通常有测控站（或测量船）测控计划和指挥控制中心（以下简称中心）测控计划，均由中心生成。中心提前将测控站（或测量船）计划发送至测控站（或测量船），情况变化时中心可撤消原计划，发送新计划。一般情况下，中心按透明工作方式发令；应急情况下，经中心授权由测控站（或测量船）按测控计划要求向飞行器发令。中心测控计划保留在中心、中心按此计划进行测控工作。测控站（或测量船）计划一般包括计划序号、计划形成时间、任务代号、参试工作单位、参试设备代号、任务准备开始和结束时间、跟踪开始和结束时间、发送遥控指令（或指令链、注入数据）时间等项目。中心测控计划包括计划序号、生成时间、任务代号、计划开始和结束时刻、测控事件开始和结束时刻等项目。

（撰写：李卓英 审订：刘志逵）

cekong tongxin xitong

测控通信系统 communication system for tracking, telemetry and command 为导弹、航天器飞行试验传输测控数据、话音、图像及提供标准时间、频率信号等信息的专用通信系统。它由数据通信、指挥通信、时间频率统一系统、图像通信、保密通信、电话通信、通信网络管理系统及通信传输信道组成。数据通信系统用于传输测控网中的各种数据和指令。指挥通信系统用于试验任务时各级指挥控制中心之间、指挥控制中心与所属测控站之间、测控站与所属参试设备诸岗位之间的指挥通信（包括指挥调度系统和专用指挥电话系统等）。时间频率系统为测控系统提供标准时间信号和标准频率基准信号，使测控系统在要求的时间同步精度条件下协调工作。图像通信系统用于发射场及航天器内实况图像信息的采集、处理、传输和显示。保密通信系统按要求对测控通信信息进行加密处理，确保信息安全。电话通信系统用于试验单位内及相互间的通信联络。通信网络管理系统用于各级通信管理人员对所属通信网实施自动化监控管理。通信传输信道（如卫星通信、光纤、微波、超短波、短波及电缆信道等）与通信终端设备按一定的通信规约组成综合信息传输平台，将各级指挥控制中心、发射场、测控站及参试设备按试验任务的要求有机地联系在一起，组成导弹、航天器测控通信系统。 （撰写：王慧连 审订：晋东立）

celiang feiji

测量飞机 measurement plane 以飞机为平台的机动测量系统。测量飞机主要用于：对远程低飞目标跟飞测控，以克服地面观测仰角低、测控范围小的困难；从高空探测飞行中段和再入段的导弹与诱饵的红外辐射，以降低地面辐射和稠密大气对探测距离和精度的不利影响；以伴航方式进行近距离实况记录，以得到高清晰影像；落点观测，包括弹头地面落点位置观测和海上溅落水柱或特有的染色剂漂浮物位置的观测。测量飞机的平台和装机设备可根据需要灵活组合，基本类型有：遥测飞机，以中小型运输机为平台，安装带有宽波束或电扫描跟踪天线的遥测设备；伴航实况记录飞机、以机动性强的歼击机为平台，安装高速或普通摄像与摄影设备；红外探测飞机，以中型运输机为平台，安装高灵敏度全波段红外探测设备；落点测量飞机，以直升机为平台，安装光学测量设备；综合多功能测控飞机，以大中型运输机为平台，安装外测、遥测、安全控制和目标特性测量设备，具备地面综合测控站功能。由于测量飞机上的观测设备均以机体为参考基准，因此在进行目标观测的同时要测定机体的位置和姿态，一般用导航星与惯导的组合系统进行测量。对测量精度高的外测设备，还需考虑姿态稳定和机体变形测量与修正措施。

（撰写：成求青 审订：单文增）

celiang yu kongzhi fenxitong

测量与控制分系统 measurement and control subsystem 环境控制生命保障系统参数测量与控制设备。环境控制和生命保障系统参数的测量与控制是判断系统是否处于最佳工作状态的依据。系统参数表征乘员的舒适水平和安全状况以及仪器设备的工作环境的控制程度。因此，系统参数的测量与控制是至关重要的。环境控制生命保障系统最重要的参数是舱内大气总压、氧分压和大气温度等。舱内大气总压的测量与控制是保证乘员安全的重要方面，如果舱压得不到保证将会直接危及乘员的生命安全。氧、氮、水蒸气和二氧化碳是舱内大气的主要成分，向来把这些参数的测量与控制放在重要地位。主成分的测量有单项测量和综合测量两种，单项测量技术中氧气分压的测量是关键项目，可用的技术有极谱测氧技术、磁力机械式氧分压测量仪和氧化锆测氧技术等；二氧化碳的测量则有红外法、辐射法和 PH 值测量法等。主成分的综合监测技术有紫外综合分析仪和磁质谱仪等。俄、美等国都研制成功了综合分析仪安装在本国的载人航天器上使用。此外，还研制了检测微量气体的色谱／质谱联用机。系统的主要物理参数有温度、湿度和风速、以及流量、物质储量等。温、湿度和风速是航天员舒适度的主要参数，乘员可根据要求随意调节。一些物质的储量，例如氧

气和水的储量对航天员安全保障极其重要，必须注意监测。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

ceshi guzhang fugailü

测试故障覆盖率　test fault coverage rate　在确定的故障模型下，数字电路在测试过程中能被测试向量检测到的故障数与电路中可能存在的故障数的比值。可以用故障覆盖率的大小来衡量被测芯片测试质量和测试程序的质量。故障覆盖率越高，测试结果的失误越小。在数字电路中，最简单的门级故障模型是固定1（stuck at 1）和固定0（stuck at 0）的单故障模型。通过运行测试向量集将故障检测出。由于受到测试成本及电路本身结构因素的影响，电路中的故障往往不能被完全检测到，需进行可测性设计，以提高电路可控性和可观测性。一般高品质电路的测试故障覆盖率应在95%以上。

（撰写：林建京　审订：高保嘉）

ceshima zidong shengcheng

测试码自动生成　automatic test pattern generation (ATPG)　数字电路中，针对确定的故障模型和电路，可以建立该电路故障表，对于故障表中的每一故障，通过某种算法（如D算法，根据故障点所在路径推导测试向量（PODEM）算法等），逐一进行故障激励和检测以产生电路输入激励和输出响应，实现测试码自动生成。自动生成的测试码，不一定具有高的测试故障覆盖率。通过故障模拟，可以检查测试故障覆盖率。现代CAD、CAT等工具，不但能进行故障模拟，而且能进行可测性设计，通过增加扫描通路或其他方法，提高测试故障覆盖率。

（撰写：林建京　审订：高保嘉）

ceshiqu

测试区　test zone　航天器发射场内进行技术准备的专用区域。该区域设有运载火箭和航天器装配、检测和试验用的整套设施和设备。测试区主要完成运载火箭和航天器的单元测试、分系统测试、系统匹配检查和综合测试。测试区的组成与运载火箭和航天器的类型、装配方式和发射准备方式有关。测试区的主要设施有运载火箭装配测试厂房、航天器装配测试厂房、固体火箭装配厂房、供气站、充电站、火工品库、地面设备库和各种实验室，此外还有电力站、通信、给排水、行政办公等设施。运载火箭装配测试厂房是测试区的主要建筑，用于运载火箭装卸、存放、检查、测试和与航天器对接以及火箭转运的准备。

（撰写：莫圻　赵连贵　审订：周载学）

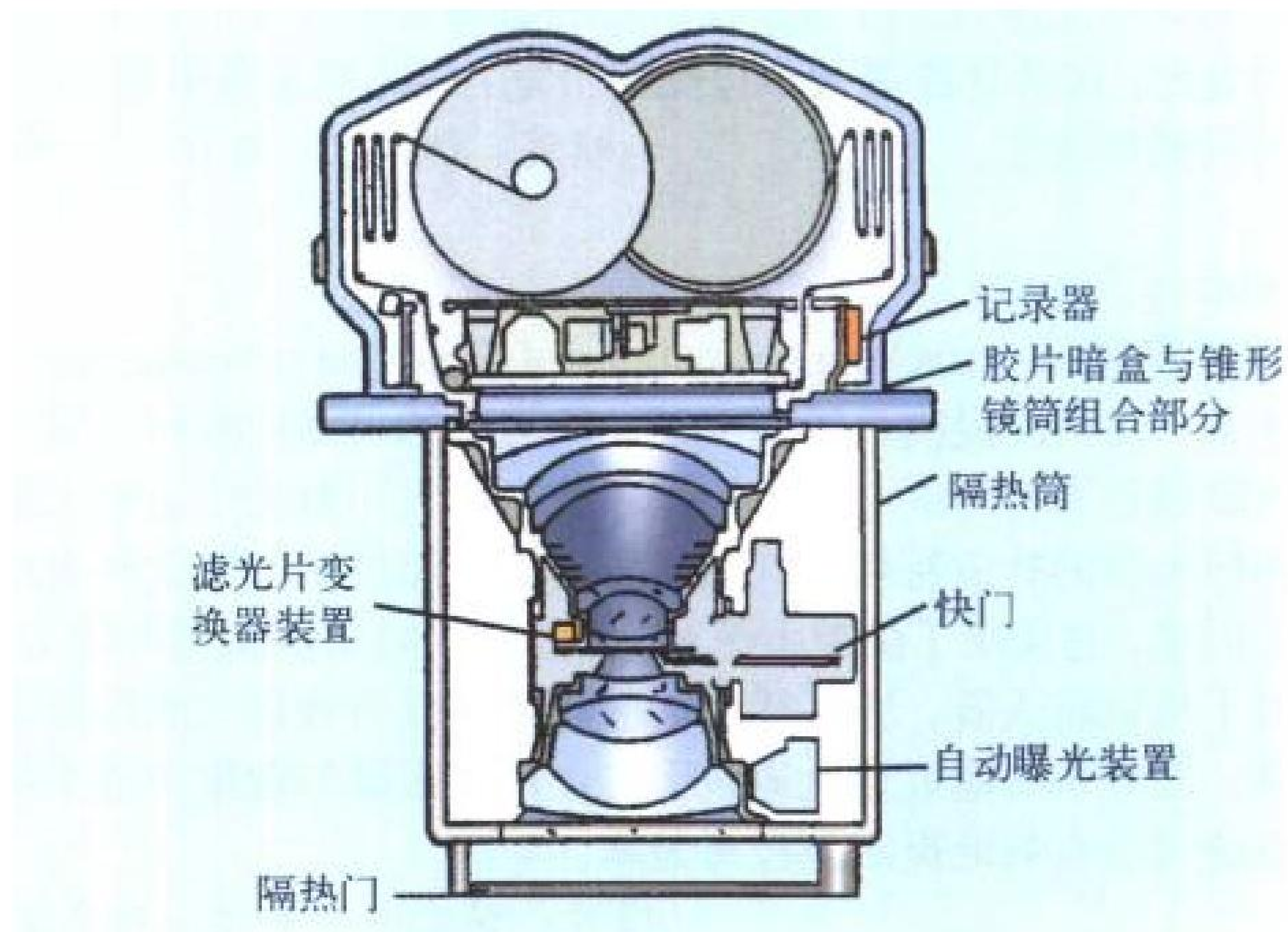
cesu jingdu

测速精度　velocity accuracy　利用多普勒频移测量速度的精确程度，由随机误差和系统误差决定。多普勒频移测速的随机误差，由热噪声、压控振荡器的相位不稳定、主振源的短期和长期频率不稳、终端机脉冲形成电路相位抖动以及计数过程的量化误差等引起。测速系统误差，由多普勒变化率在各滤波器（包括载波跟踪滤波器）产生的相位变化率所引起。

（撰写：郭建宁　审订：姜昌）

cetu xiangji

测图相机　surveying camera　在空中平台上拍摄摄影测量和制图所需照片的一种遥感相机。通常是自动化程度较高的使用中心快门的画幅相机，有的还配有像移补偿装置。测图相机的承片面上设置有精确检定的框标。相机曝光时，这些框标与被摄景物同时被记录在每张照片上，并以此来确定像坐标系：坐标原点O和光标轴$O'X$、$O'Y$。测图相机交付使用前和使用过程中，都要对摄影测量参数（如内方位元素与畸变差）进行精确测定，并保证使用过坐标改正数δ_x和δ_y，就可以恢复对地物摄影瞬间所存在的外投影光束，以便进行测量和制图作业。在不能使用地面控制点时，航天测图相机摄影时刻的绝对姿态要靠与之配合使用的恒星相机的照片才能获得。美国航天飞机对地摄影用的大幅面相机（LFC）是一种有代表性的测图相机（见图），中国与俄罗斯也有各自的航天测图相机。

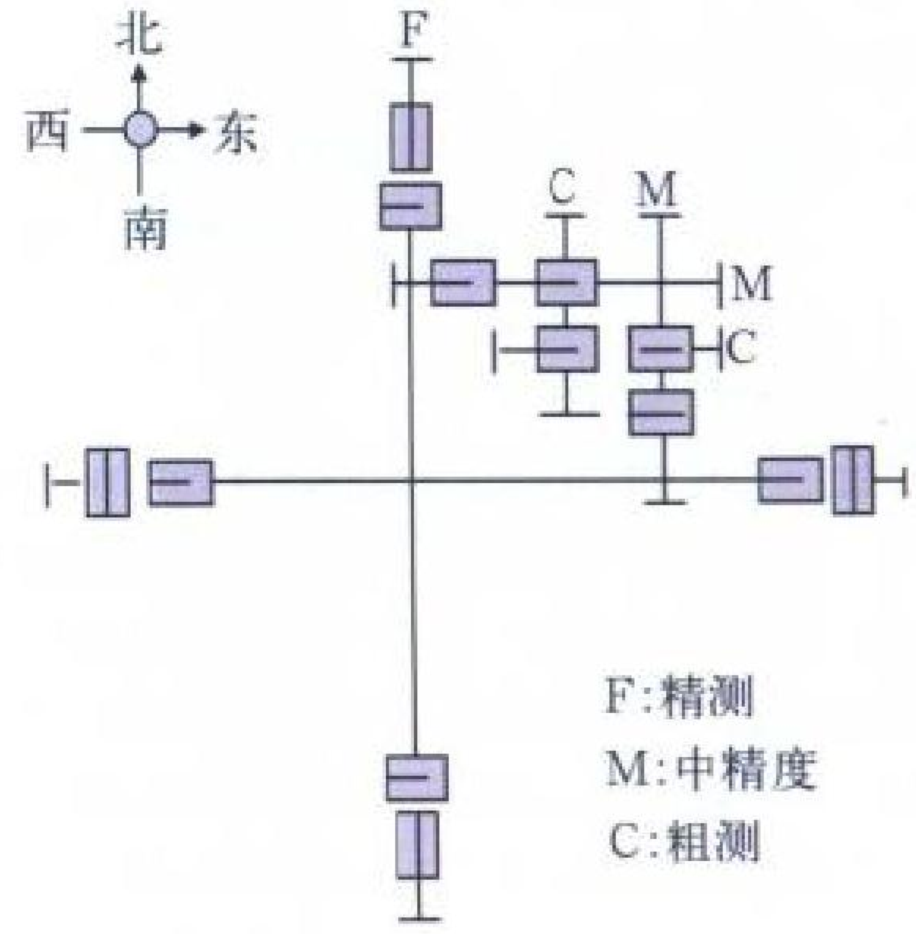


美国LFC大幅面相机

（撰写：邓明业　审订：金志煜）

cexiang jiaocha dingweifa

测向交叉定位法　directional cosine intersection positioning method　利用测出3个方向图，即3个圆锥面，相交确定目标位置的方法。采用干涉仪测角原理，利用无线电波直线传播的特性，测量用户发射电磁波传播方向来测定用户相对于测站基线方向的夹角，基线两测站收到信号的相位差和基线的夹角成余弦关系，故称为方向余弦。此方向余弦即代表测向。由两条基线测得测角的圆锥位置面而相交，即可得出和距离无关的目标在天球上的角位置，如有第三个基线测出第三个方向余弦，再定出第三个位置面，同前两个位置面相交于一点即可定出用户空间位置，即为测角交叉定位法。国际上知名的米尼特拉克测向定位系统如图所示。



米尼特拉克测向交叉定位系统示意图

（撰写：姜昌　审订：徐京）

cengya cailiao

层压材料 laminated material 指层状增强体和基体材料经加温加压而成的材料。层压材料所用的层状增强体一般指纤维制品、木材和纸张等。纤维制品可分为单向纤维、平面布、纤维毡、多层织物等。制造纤维制品的纤维指玻璃纤维、聚乙烯纤维、芳纶纤维、碳纤维、碳化硅纤维、硼纤维以及天然的石棉和棉纤维等。基体材料可分为无机基体如磷酸盐类，有机基体如环氧、酚醛、聚苯醚和聚丙烯树脂等，陶瓷基体如氮化硼、碳化硅、石英等，金属基体如铝合金等。层压材料制备时，通常把基体材料制成溶液、乳液、悬浮液、泥浆液等，然后通过一定的涂敷等工艺制成预浸料，预浸料经裁剪、叠层、加温、加压而成一定形状的部件。金属基层压材料一般采用等离子喷涂方法制备预浸料。层压材料可广泛应用于机械制造、日用制品、建筑、化工、电器及交通运输等领域。玻璃纤维、碳纤维、芳纶纤维以及陶瓷纤维增强的层压材料可广泛应用于兵器、航空、航天的结构承载、烧蚀防热、结构透波／吸波、抗冲击等结构部件。近年来发展的超级层压材料为玻璃纤维、芳纶纤维预浸料与铝合金板交替铺层、加温加压固化后的层压板，具有优异的耐疲劳和阻尼特性，可用于对疲劳及阻尼特性有要求的部位。

（撰写：冯志海　审订：胡连成）

chaba zhuangzhi

插拔装置 plug mechanism 又称电插头机构。用于发射装置和导弹之间电连接器（插头）的可靠连接，实现导弹发控信号的接通和导弹发射时安全而可靠地自动分离的机构。它主要由两部分组成：一是电连接器，实现电路连接；二是插拔机构，实现电插头与导弹上插座的插接和拔离。电插头机构，就插头而言，有钮式插头、裂变式插头、直式插头，与这些插头相配套的插拔机构也有多种形式，目前较广泛采用的是直式插头，实现插拔分离的典型结构有四连杆式和模板式电插头机构。

（撰写：郝志忠　审订：曾智勇）

charu sunhao

插入损耗 insertion loss 又称插入衰减。在没有连接器的情况下，从功率源输送到负载（功率测试仪表）的功率与在功率源和负载之间插入连接器的情况下，从功率源输送到负载的功率的比。这个比值 α_c 一般用下式表示

$$\alpha_c = 10\ \lg \frac{P_1}{P_2}$$

式中 P_1 为在没有插入连接器的情况下输送到负载的功率；P_2 为在插入连接器的情况下输送到负载的功率。插入损耗包括失配（反射）损耗和衰减（耗散）。失配损耗是当完全匹配时连接器所吸收的功率与阻抗失配时所吸收的功率之比。衰减是在匹配条件下进入连接器的功率与其输出功率之比，代表连接器消耗的实际功率。当连接器与线路和负载完全匹配时，失配损耗等于零，插入损耗即为衰减。它是高频连接器的重要参数，与高频连接器的类型、结构、匹配程度和选用的绝缘材料等有关。

（撰写：马宝国　审订：周世勤　刘坤山）

chanshuilü

产水率 water production rate 载人航天器系统单位时间内的产水量。载人航天器的一些设备的产物或副产物是航天员赖以生存的宝贵物质资源——水。美国载人飞船、航天飞机乃至空间站，都使用燃料电池作为能源，其副产物水是乘员的主要水源。"和平号"空间站的尿液处理设备的产物——纯净水是电解制氧的水源。萨巴蒂埃二氧化碳还原系统产生的水是乘员饮用的部分水源。这些产水设备的水产量是至关重要的参数。"阿波罗"飞船使用的燃料电池的产水率为 0.35 kg/(kW · h)。就环境控制和生命保障系统 252 W 的用电功率，每天 6.1 kW · h的电耗而言，产水率为每天 2.1 kg。显然产水率受用电情况的制约，是变量。尿液再生设备产水率为每天 1.8 kg，但也随设备的状态而改变。萨巴蒂埃二氧化碳还原系统的产水率是二氧化碳输入量和氢气与二氧化碳的比例的函数，但就平均值来说，一个 4 人乘员组的空间站中该系统的产水率为每天 2.5 kg，或每年 912 kg。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

C

changhangshi wuren jiashi feiji

长航时无人驾驶飞机 long endurance unmanned aerial vehicle 续航时间在8 h以上（甚至达数十小时）的无人驾驶飞机。它一般用于执行战略／战役侦察任务。由于它在距基地数千米之遥的敌纵深地区的中高空（7000～20000 m）长时间飞行，为确保足够的升力，其机翼面积大，翼展宽。它通常采用高效节油的涡轮风扇发动机。为实现数据（包括目标图像）能实时传输给地面指挥中心，它装备了通信中继设备和



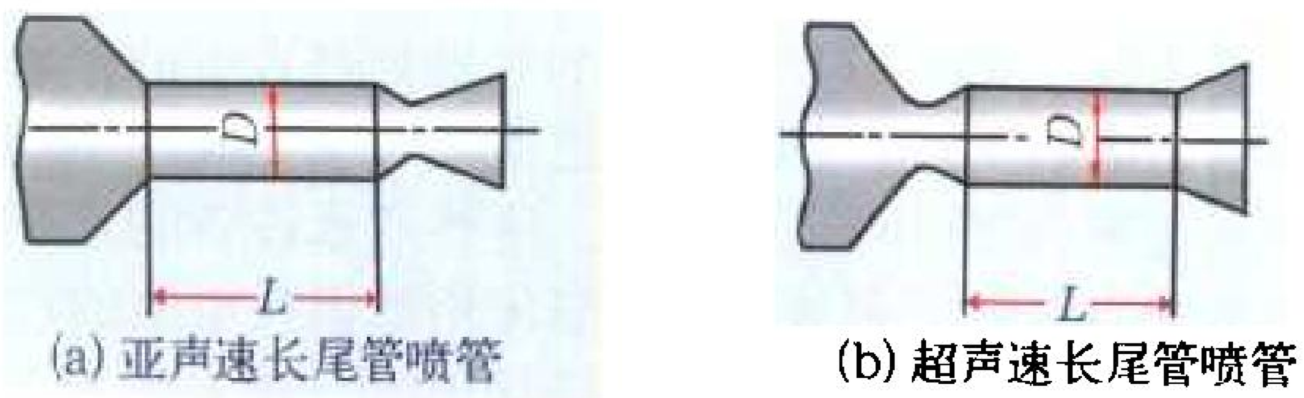
美国的"全球鹰"长航时无人驾驶飞机

数字式数据链路。另外，它还配备了自主式导航系统（主要是惯导／GPS组合系统）。美国在发展长航时无人驾驶飞机方面处于世界领先地位。1993年美国开始实施"蒂尔"系列长航时无人驾驶飞机发展计划。目前美国已装备了该系列中的"蚋蚊"750和"捕食者"中空长航时无人驾驶飞机，并正在研制"全球鹰"高空长航时无人驾驶飞机和"暗星"高空长航时隐身无人驾驶飞机。

（撰写：李　辉　审订：王毓兰）

changweiguan penguan

长尾管喷管 tailpipe nozzle 在亚声速或超声速段设有一段导管的喷管。前者称亚声速长尾管，后者称超声速长尾管，如图所示。对于亚声速长尾管，其几何形状和摩擦效应对内弹道性能有影响，影响大小与尾管内径D、长度与内径比L/D及管壁相对粗糙度ε有关。L/D、ε越大，推力损失就越大。对于超声速长尾管，超声速燃气在尾管内流动时，速度损失比较大，推力损失更大，但它不影响燃烧室的工作状态。这两种长尾管都存在一个极限长度，如果超过这个长度，亚声速长尾管会产生阻塞、超声速长尾管会产生激波。亚声速长尾管的发动机在战术导弹上运用较广泛，在尾管周围可安



(a) 亚声速长尾管喷管　(b) 超声速长尾管喷管

长尾管喷管示意图

装同轴环形助推器或其他弹上设备，使导弹结构布局合理，弹体长度缩短，空间利用率高和质心位置变化量小。

（撰写：王树声　仲瑞昌　审订：黄坚定）

changxibi

长细比　fineness ratio　表示旋成体或近似旋成体外形特点的参数之一。对于导弹或火箭，一般将全弹（箭）长细比定义为弹（箭）身壳体总长与弹（箭）身壳体最大直径之比。对于由头部、圆柱段和尾部组成的导弹或火箭来说，又可分为头部长细比、圆柱段长细比和尾部长细比。弹（箭）的升力、阻力、压力中心与各组成部分的长细比关系密切。长细比较大时，称为细长体。在小迎角飞行时细长体对气流的扰动是小扰动。根据小扰动假设可使空气动力方程简化，便于求解。

（撰写：王侠超　审订：郑盛火）

changzheng xilie yunzai huojian

“长征”系列运载火箭　Long March series launch vehicle　中国以“长征”命名的各种运载火箭的统称。“长征”系列运载火箭现由“长征”1号、“长征”2号、“长征”3号和“长征”4号4个子系列组成。“长征”1号子系列包括“长征”1号和“长征”1号D两种火箭。它们都是三级火箭，第一、二子级为液体火箭，第三子级为固体火箭，主要用于发射近地轨道的小型航天器。“长征”1号于1970年4月24日将中国第一颗人造地球卫星“东方红”1号送入轨道。“长征”2号子系列包括“长征”2号、“长征”2号C、“长征”2号C改进型、“长征”2号D、“长征”2号E和用于发射载人飞船的“长征”2号F共6种火箭。它们都是二级液体火箭（“长征”2号E和“长征”2号F带液体捆绑助推器），主



图2 立于发射台上的“长征”2号F运载火箭

要任务是发射近地轨道的中、大型航天器。“长征”3号子系列现包括“长征”3号、“长征”3号A和“长征”3号B共3种火箭。它们都是三级液体火箭（“长征”3号B带4个液体捆绑助推器），助推器和第一、二子级都采用常规推进剂，第三子级采用液氧／液氢低温推进剂，主要任务是发射地球同步转移轨道的航天器。“长征”4号子系列包括“长征”4号A和“长征”4号B两种火箭。它们都是三级液体火箭，采用常规推进剂，主要用于发射太阳同步轨道的航天器。目前，“长征”1号、“长征”3号和“长征”4号A已经停止使用。目前，“长征”火箭的近地轨道运载能力最大为9.2 t，地球同步转移轨道运载能力最大为5.1 t。

（撰写：陈国华　审订：余梦伦）

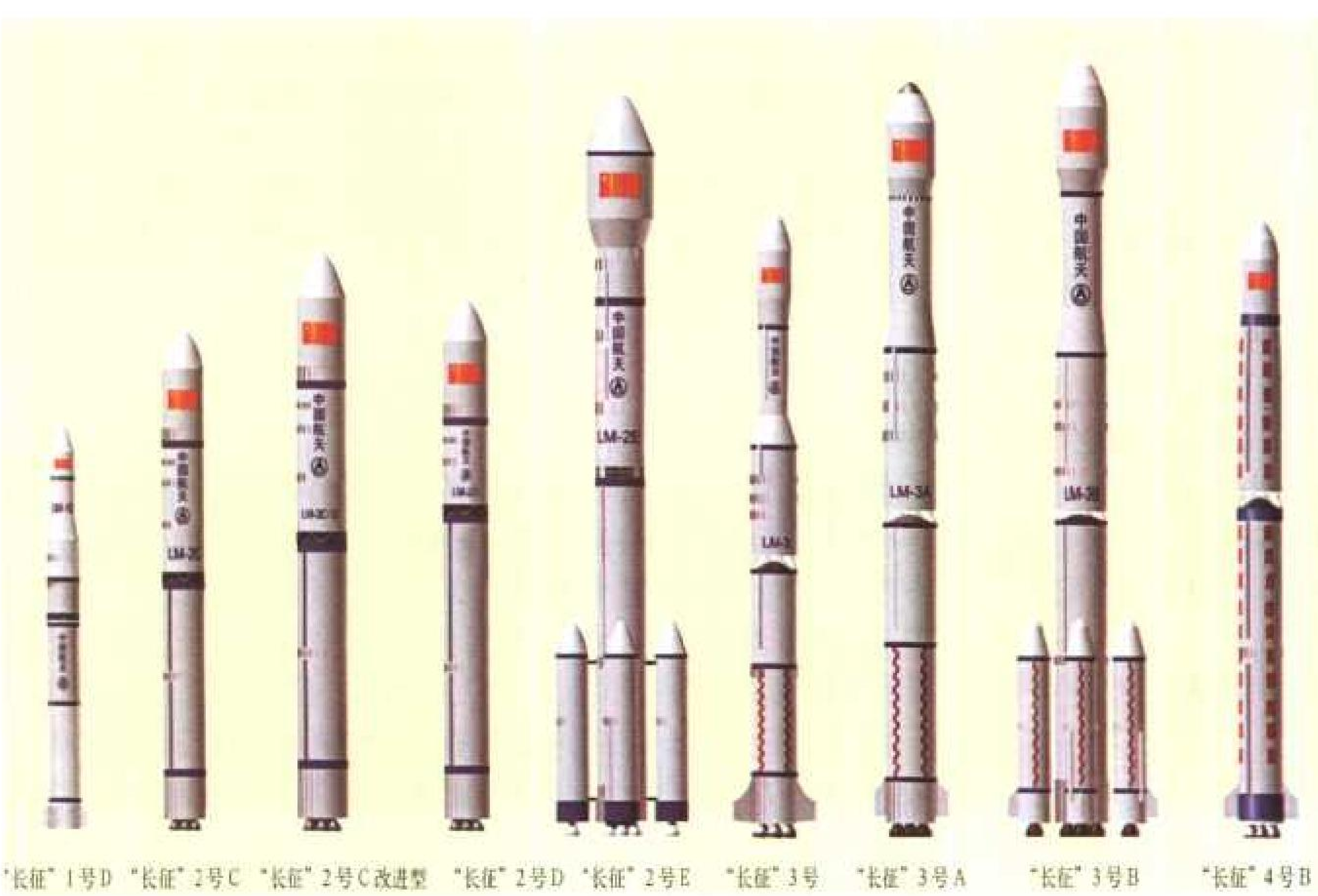


图1 “长征”系列运载火箭部分型号

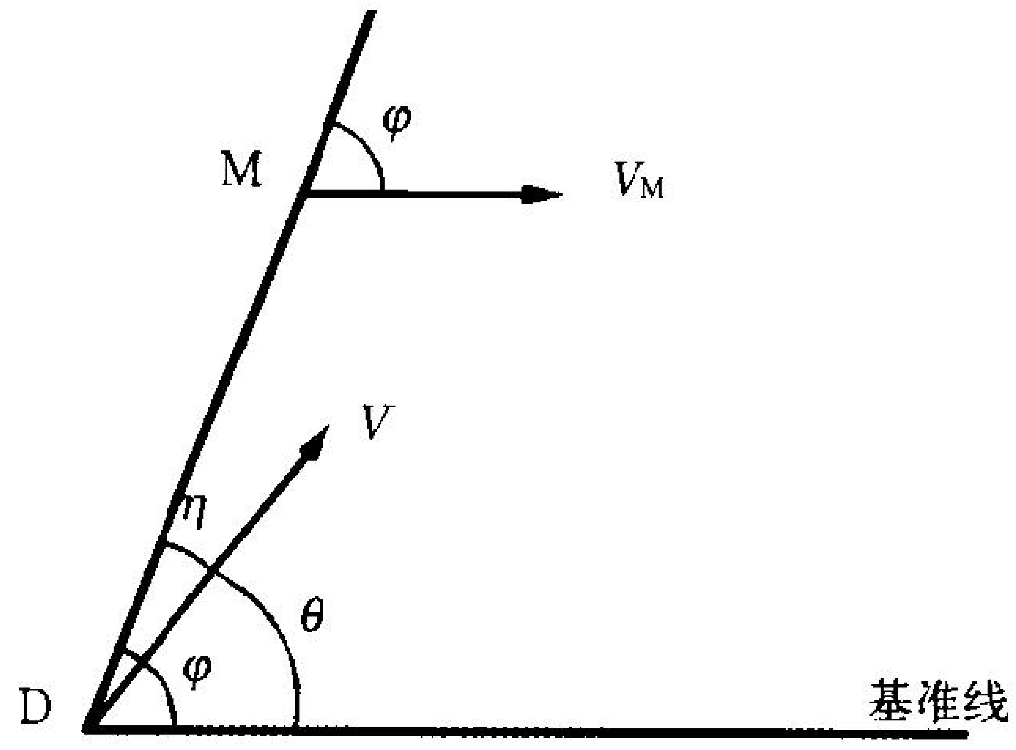
changgui zhuangyao dantou

常规装药弹头　conventional warhead　装填高能炸药战斗部的各种类型弹头的总称。战斗部的主要类型有杀伤战斗部、爆破式战斗部、杀伤爆破战斗部、连续杆战斗部、聚能战斗部、子母战斗部、破甲战斗部和半穿甲战斗部等。常规装药弹头用于杀伤人员、飞机、坦克、舰艇和地面设施等。其毁伤效率常用毁伤区域、威力半径、毁伤概率以及破甲深度等指标来表征。毁伤效率的大小是由多种因素决定的，如装药的种类和成分、装药量、命中精度、引战的配合和目标的易损性等。常规装药弹头绝大多数配置于各种类型的战术导弹上。

（撰写：于德滨　审订：薛成位）

changzhi qianzhijiaofa

常值前置角法　method of guidance with a constant predicted angle　又称广义追踪法。导弹速度矢量与目标瞄准线间的夹角（前置角）保持为常值的导引方法。适当地选择前置角，原则上可在任何初始条件下得到接近于直线的弹道，但需要在发射导弹前根据目标的运动临时决定前置角的大小。采用常值前置角法，对速度比的变化范围限制得很严格，只适于攻击与导弹的速度比变化小



常值前置角法

η—导弹前置角；DM—目标瞄准线；V—导弹速度矢量；V_M—目标速度矢量；θ—导弹速度与基准线夹角；φ—目标瞄准线与基准线夹角

的目标。（撰写：龙 锣 成楚之 审订：彭冠一）

chaocheng zihui kongzhi

超程自毁控制 overrange self-destruction control 为防止出现故障的导弹飞行超过允许射程，控制故障弹自毁的过程。远程导弹或洲际导弹在研制阶段的飞行试验中，其试验首区、末区一般限于国内区域。当导弹在飞行中出现故障，有可能超过允许射程而越出国境时，需要采取超程安全自毁措施，以保证导弹在超程前被炸毁。弹道式导弹的射程 L 取决于导弹主动段关机点的速度 V_K、弹道倾角 θ_K、位置 X_K、Y_K 和时间 t_K 等参数，其函数表示式为：$L=L_K(V_K, \theta_K, X_K, Y_K, t_K)$。控制上式中的不同参数可以达到控制射程的目的。超程安全自毁控制有测速控制、程序控制、推进剂液位控制和时间控制等多种控制方案。

（撰写：陈寿根 审订：李邦复）

chaodao dianci nengliang chucun jishu

超导电磁能量储存技术 superconducting magnetic energy storage technology 用超导线圈存储电能的技术。美国埃巴科服务公司与贝克特尔国家公司为国防部战略防御计划局与国防核武器局研究的一种新型电能储存技术。其基本方案是：在平时用电不多的时候，把电力输入到一个像足球场大小的超导线圈内，线圈用铌钛合金制造，浸泡在一个装满液氦的深坑内，电流在超导线圈内循环流动时，在线圈周围形成磁场，从而把电能以磁能的方式储存起来。由于超导材料没有电阻，电流在线圈内流动时，几乎没有电力损失。当需要时，储存的电能可立即输出。这项技术有着广泛的应用前景，既可为激光、电磁炮等防御武器提供电力，也可用于解决民用电力不足时的问题。其优点是供电快、效率高、成本低，不需要燃料，对地震、冲击波和电磁脉冲不敏感。

（撰写：张之扬 审订：王毓兰）

chaogaosu jicheng dianlu yingjian miaoshu yuyan

超高速集成电路硬件描述语言 very high speed integrated circuit hardware descriptive language (VHDL) 美国国防部在资助超高速集成电路（VHSIC）计划时，于1983年启动的一项计划。目的是研究制定出一种电子硬件设计描述的标准和复杂电子产品开发、交流、归档的方法，以加速VHSIC的研制过程。1987年VHDL正式被认定为IEEE 1076-1987标准。同年，美国国防部制定美国军用标准MIL-STD-454，要求所有ASIC厂商都要用与IEEE 1076-1987相一致的VHDL结构级或行为级描述来编写文档。1993年IEEE又提出了VHDL修正版IEEE 1076-1993，修正版在词法、句法、语义和标准环境等方面都有了改进，而且更加灵活和方便。VHDL作为一种硬件设计时采用的描述语言，支持系统级、寄存器级、门级等3种不同层次。语言的主要构件有：实体说明（Entity declaration）；构造体（Architecture body）；集合包（Package）；配置（Configuration）和库（Library）。VHDL支持多种设计方法和设计技术，具有多层次的描述能力，支持多种描述风格，而且设计与工艺独立。VHDL主要用于设计大规模数字硬件系统和电路，随着电路规模变大，复杂性增加，语言描述的优越性将越来越明显。大多数计算机辅助设计工具都支持VHDL的设计，能对VHDL设计进行编译、模拟、综合优化，产生逻辑网表。

（撰写：高保嘉 审订：白 丁）

chaoshengsu daodan

超声速导弹 supersonic missile 飞行速度大于当地声速的导弹。当以马赫数 Ma，即飞行速度与当地声速之比表示时，则指 $Ma>1$ 的导弹。从理论上说，$Ma=1\sim5$ 的导弹均属于超声速导弹研究范围，然而实际上，多数超声速导弹均选为 $Ma=1.5\sim4.0$，主要是由于技术问题。当 $Ma<1.4$ 时，将考虑跨声速流动问题，流场内某些部位可能出现亚声速流和超声速流并存现象，导弹的阻力、升力、稳定性和操纵性都会出现不规律的复杂变化，甚至导致抖振和失速现象；当 $Ma\geqslant4$ 时，受现有推进系统技术水平及与之相关的导弹质量、尺寸、气动加热等方面问题的限制，对于需长时间在大气层内工作的导弹，技术难度较大，只有少数高空防空导弹和返回大气层的战术或战区弹道导弹末段速度选为 $Ma\geqslant4$。空地导弹、反舰导弹为提高突防能力可选用超声速飞行方案。攻击运动目标的导弹（如空空、面空导弹）常用超声速飞行方案。超声速导弹为保持高速机动飞行能力，常用后掠式三角翼或梯形翼，“×”或“+”形鸭式布局或旋转弹翼式布局。



使用整体式火箭冲压发动机的超声速导弹

（撰写：毕士冠 审订：姚绍福）

chaoshengsuliu

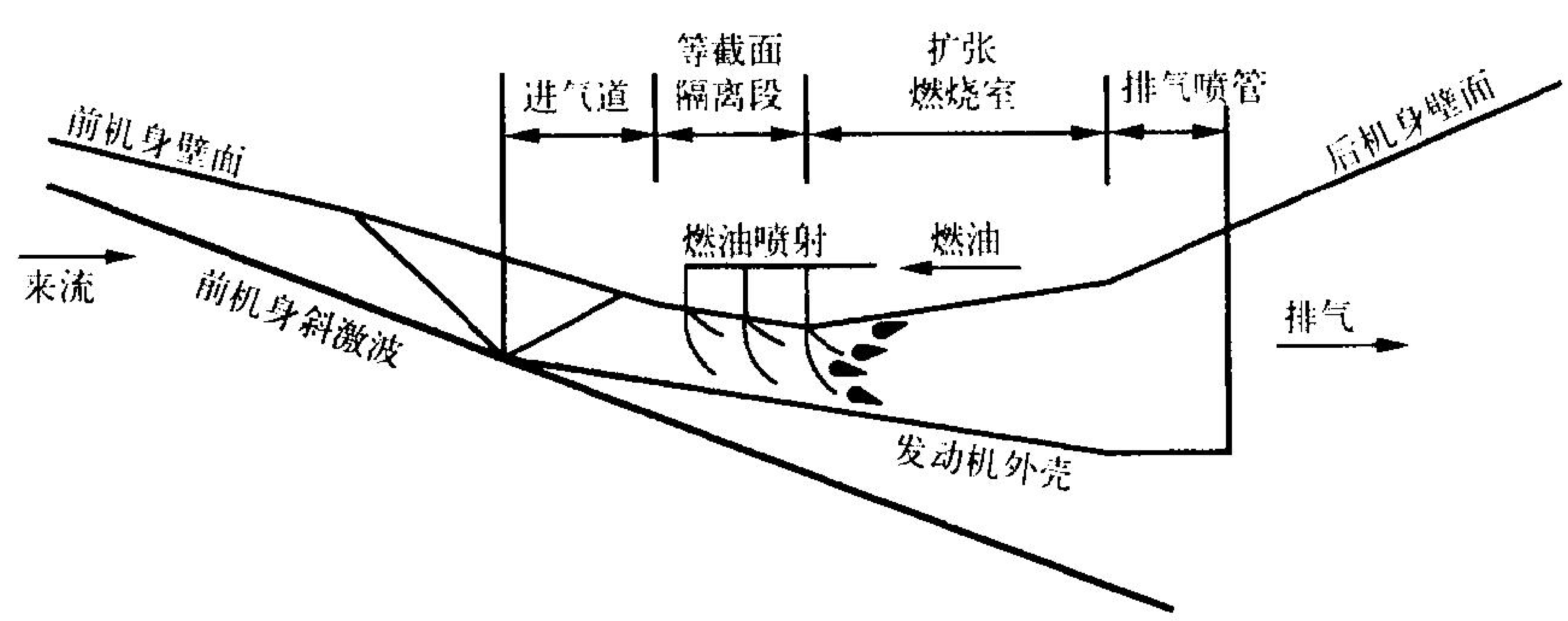
超声速流 supersonic flow 流场中所有点的流速都大于当地声速的流动。来流马赫数范围一般定为1.3～5.0之间。在超声速流动中，由于气流速度大于声速，以声速传播的微弱压力扰动信号，只能传播到扰动源下游以扰动源为顶点的后马赫锥内。另一方面，在超声速流场内，任何空间点能受到的扰动影响，只能来自以它为顶点的前马赫锥内。从扰动源发出的扰动信号的影响范围是有界的，下游流场的扰动信号不会影响到上游，这是超声速流的基本特点。与亚声速流的情况相反，在超声速流加速过程中，密度的减小率大于速度的增加率，因而气流加速时流管的截面积要增大。也就是说，只有在扩张的管道中气流才能加速，因此，气流若要从亚声

速加速到超声速必须经过先收缩再扩张的管道才能实现，这就是所谓拉瓦尔喷管的工作原理。超声速流的另一特点是在超声速流场中存在激波，它由扰动产生的压缩波叠加而形成。气流通过激波后产生的扰动将不再是小扰动而是产生突变，造成速度减小、压力升高、温度升高、密度增大、熵增加等物理特性的剧烈变化。由于熵增加意味着机械能损失，激波的产生会使飞行器受到一种新阻力——波阻。飞行器在大气层中以超声速飞行时，波阻是飞行阻力的主要成分之一，对超声速飞行造成不利影响。就控制方程而言，超声速流动的控制方程是双曲型偏微分方程，在流场内部存在很多强的间断面，给理论分析及数值计算带来困难。随着计算流体力学的发展，这些问题都已得到较好解决。

（撰写：王侠超　审订：郑盛火）

chaoshengsu ranshao chongya fadongji

超声速燃烧冲压发动机　supersonic combustion ramjet (SCRJ)　在高超声速飞行条件下（$Ma > 6$），使燃烧室入口气流减速至低超声速时进行紊流燃烧的冲压发动机。随着马赫数的增加，静温和静压急剧升高，冲波损失、壁面热流损失以及燃烧产物离解损失急剧增加，这时就要采用超声速燃烧冲压发动机。发动机热力循环优化分析结果表明，当减速后的气流马赫数为飞行马赫数的 1/2～1/3 时，发动机性能最佳。超声速燃烧冲压发动机由进气道、等截面隔离段、扩张燃烧室、内／外喷管等主要部件组成。高超声速进气道需要在很宽的马赫数范围内工作，并具有自起动能力；超声速气流在燃烧室中停留时间只有几毫秒，燃料在气流中的掺混成了关键的控制因素；通过对扩张燃烧室中加热规律的控制和等截面隔离段内冲波系的自动调节作用，可使超声速燃烧冲压发动机在较宽的飞行马赫数范围内保持较佳性能。高超声速发动机需要较大的进／出口流通面积，为此可利用前机身的预压缩作用和后机身的继续膨胀作用，需进行飞行器／发动机的一体化设计。这种能在较宽的马赫范围内工作并具有自加速能力的超声速燃烧冲压发动机适用于加速型和加速／巡航型的推进任务需求，可用于高超声速飞行器。



超声速燃烧冲压发动机示意图

（撰写：叶中元　审订：刘兴洲）

chaoweixing jisuanji

超微型计算机　supermicrocomputer　指以当代 32 位或 64 位高性能微处理器为中央处理器构成的微型计算机。它在微型计算机中，系统规模最大，处理能力最高，性能极其优异，其中微处理器是决定系统能力的核心，当代高性能微处理器的时钟频率高达1GHz以上，并正在接近2 GHz，他们支持极大的地址空间，采用先进的“微结构”体系，设有超标量引擎，先进的动态执行机构，能并行地执行许多条指令。在运算器方面采用加速加倍，并提高了流水线的步数，增加了单指令多数据（SIMD）的整数和浮点数的新指令。此外还具有强大的支持网络通信、多媒体的能力等。与高性能微处理器相配合的二级缓存和Gb级大容量高速存取存储器，特别是高速系统总线和新型I/O接口与海量外设系统也有同步发展。但由于微处理器技术发展太快，超微型计算机概念和技术也是不断更新的。

（撰写：陈作人　审订：于伦正）

chaoyuancheng genzong leida

超远程跟踪雷达　ultralong-range tracking radar　用于对战略轰炸机、远程弹道导弹或其他宇宙目标进行三坐标测量的远距离跟踪雷达。它有两种基本类型。一类是机械扫描的跟踪雷达，如美国弹道导弹早期预警系统 的 AN / FPS-49 单脉冲雷达和“磨石山”跟踪雷达。AN / FPS-49 工作在 425 MHz，其天线口径为25.6 m，发射脉宽为2 ms，作用距离为5000 km。“磨石山”雷达为圆锥扫描体制，技术指标和 AN / FPS-49 相



AN / FPS－115 相控阵雷达

似，作用距离为3700 km，是最早用于卫星、导弹、月亮等大气层外目标跟踪的超远程跟踪雷达。另一类是多功能相控阵雷达。相控阵雷达兼备搜索和跟踪功能，特别是多目标跟踪功能，是宇宙目标最有效的搜索、捕获和跟踪雷达。它通常具有巨大的功率孔径积和极宽的发射脉冲。其代表型号有美国的 AN / FPS-85；“卫兵”系统环视截获雷达PAR，对1 m²目标的作用距离4300 km；丹麦“眼镜蛇”AN / FPS-108，对1 m²目标的作用距离5856 km；全固态双面阵 AN / FPS-115，对10 m²目标作用距离5556 km，以及前苏联“狗窝”相控阵雷达，作用距离2500 km。

（撰写：史仁杰　审订：张中升）

chaoyuancheng jingjie leida

超远程警戒雷达　ultralong-range warning radar　用于对战略轰炸机和远程弹道导弹等目标进行探测、发现和告警的远距离监视警戒雷达。早期的超远程警戒雷达主要用于对敌战略轰炸机的预警，如美国“赛其”防空系统中的 AN / FPS-20 和 AN / FPS-35，其作用距离仅 500～600 km。随着洲际弹道导弹及空间飞行器的发展，超远程警戒雷达有了长足发展。它一般有两种类型。一类是机械扫描雷达，如美国弹道



AN / FPS-85 相控阵雷达

导弹早期预警系统的AN / FPS−50超远程警戒雷达，工作频率425 MHz，脉冲功率5 MW，平均功率300 kW，脉冲宽度2 ms，最大作用距离4800 km。另一类是多功能相控阵雷达。其代表型号有AN / FPS−85和前苏联“鸡窝”相控阵雷达。超远程警戒雷达的发展方向是大型有源相控阵天线雷达；通常选择超高频或L波段，天线口径20～30 m，发射机采用行波管子阵馈电或直接采用T / R模块，以获得巨大的发射脉冲能量，满足数千千米的作用距离要求。

（撰写：史仁杰　审订：张中升）

chaozhong naili xunlian

超重耐力训练　hypergravity training　在载人离心机上，模拟航天器起飞、入轨、再入、返回的超重曲线，使航天员进行周期性体验，以提高航天员对超重高过载值的耐受能力，并且掌握在此条件下对航天器的操作技能。训练的目的是使航天员了解和体验航天中上升和返回阶段的超重环境特点，掌握对抗超重的方法和技巧，增强和维持抗超重的能力和稳定性。训练内容包括：(1) 头—盆正向加速度耐力适应性训练；(2) 胸—背正向加速度对抗动作训练；(3) 上升段和返回段超重曲线体验及模拟应急返回超重体验。

（撰写：闫晓霞　审订：魏金河）

chaozhong shengli xiaoying

超重生理效应　physiological effect of hypergravity　超重对航天员机体的生理影响及机体的生理反应。在航天发射、再入与返回段，航天员要承受超重的作用。由于航天员采用半仰卧体位，后背与舱轴约呈75° 夹角，胸背正向加速度$+G_X$是主要的过载分量，其次是头盆正向加速度$+G_Z$，此外还有右向加速度$+G_Y$以及其他复合过载等。(1) $+G_X$：胸、腹部受到与其壁垂直的惯性力作用，引起限制性呼吸困难，胸骨疼痛；潮气量减少，呼吸频率加快；流体静压效应使得胸侧的肺区血流减少，背侧的肺区血流增多，胸膜腔上部的肺泡过度膨胀，而肺后部肺泡处于压缩或不张状态，通气 / 血流比例失调，导致血氧饱和度降低。由于重力方向与人体大血管相垂直，所以对动脉血压影响较小；重力加速度值较高时腔静脉、右心房压力明显升高，反射性地引起心率减慢，常发生心律失常。(2) $+G_Z$：惯性力方向与身体Z轴和大血管方向平行，静水压效应突出、血液足向转移，心输出量减少，脑部供血不足，严重时产生黑视，甚至晕厥；对呼吸系统主要是吸气费力，呼吸频率加快，通气量增大，但通气 / 血流比例失调，以致动脉血氧分压和血氧饱和度下降。　（撰写：蒋昌林　审订：魏金河）

chetai fashe

车态发射　truck mode launch　导弹直接在车辆上完成发射准备和发射任务的一种发射技术状态。车态发射根据车辆类别可分为轮胎式车态发射、履带式车态发射和铁路列车式车态发射；按导弹发射状态有垂直发射和倾斜发射之分。车态发射是机动发射的一种，且局限于在陆地上进行。它将部分或全部地面设备集于车辆上或列车（铁路式）上，以完成导弹发射准备和发射任务。它是目前机动、快速发射的主要形式之一，也是导弹陆上发射的主要发展方向。

（撰写：陈汉君　审订：包元吉）

chenjiang lizi

沉降粒子　precipitation particle　沿地磁力线向下进入到低高度的粒子。由于这些粒子通常是带电粒子，故而又称沉降等离子体。沉降粒子在极区引起极光和中性大气电离。可以是由于波—粒子相互作用驱动等离子体片粒子的投掷角扩散引起的电子沉降，如引起扩散极光的电子沉降；也可以是由于电流片的离子增能，经单粒子运动导致1 keV～1 MeV的所有各向同性极光的粒子沉降；或者是由于场向电位的存在加速电子沉降，造成分立极光的产生。不同纬度区的沉降粒子的产生机制（源）不同，但都和磁场的某种扰动有关，它们是夜间显著现象，高纬区的突出现象。它们都可以造成粒子沉降路径上的中性成分电离，因而出现夜间沉降E层。中等磁扰动条件下，夜间沉降粒子的主要分带、特征及其产生机制如表。

中等扰动条件下，夜间沉降带的主要特征

($K_P \approx 5, |D_{st}| \approx 70$)

带名 / 特征量	赤道	低纬	中纬
带中心位置（L值）	磁赤道	1.4	2.6
带宽，纬度 /（°）	± 20	± 15	± 10
沉降粒子类	离子和中性粒子	电子	质子、中性粒子和少量电子
能量范围 / keV	5～100	< 20	10～100
低高度极限 / km	170	100	130
200km高度上能通量 / $keV \cdot cm^{-2} \cdot s^{-1}$	6.2×10^5	3.1×10^5	3.1×10^6
时间行为（10 min）	稳定	稳定	稳定
沉降过程	两次电荷交换	弱扩散	离子回旋扩散
粒子源	环电流粒子	准捕获电子	环电流粒子
带名 / 特征量	极光带		南大西洋磁异常
	质子极光	电子极光	
带中心位置（L值）	4	5	峰值在1.4
带宽，纬度 /（°）	± 10	± 10	
沉降粒子类	离子和中性粒子	电子	电子、离子和中性粒子
能量范围 / keV	1～100	1～200	1～200
低高度极限 / km	100	70	70
200km高度上能通量 / $keV \cdot cm^{-2} \cdot s^{-1}$	3.1×10^8	6.2×10^8	6.2×10^6
时间行为（10 min）	可变	可变	
沉降过程	离子回旋不稳定性及电离层加速	注入、加速	风挡刮水器效应及电离层加速
粒子源	环电流粒子	等离子体片	内辐射带粒子

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

chengxiang guangpuyi

成像光谱仪　imaging spectrometer　利用遥感平台运动和仪

器的扫描同时获得地物目标的二维空间和波谱特性的“图谱合一”的新型光学遥感器。图1和图2分别为典型的光机扫描型成像光谱仪和推扫型成像光谱仪的基本组成。有航空与星载两类成像光谱仪。星载成像光谱仪主要用于获取地物目标的连续光谱特性，研究和监测地物目标的属性及其变化特性。它正向着宽视场、高空间分辨率、精细和超精细光谱探测等方向发展，将成为21世纪多光谱遥感的重要技术手段。根据光谱精细程度的不同，成像光谱仪目前有如下几种：传统成像光谱仪、超光谱成像仪和超高光谱成像仪。

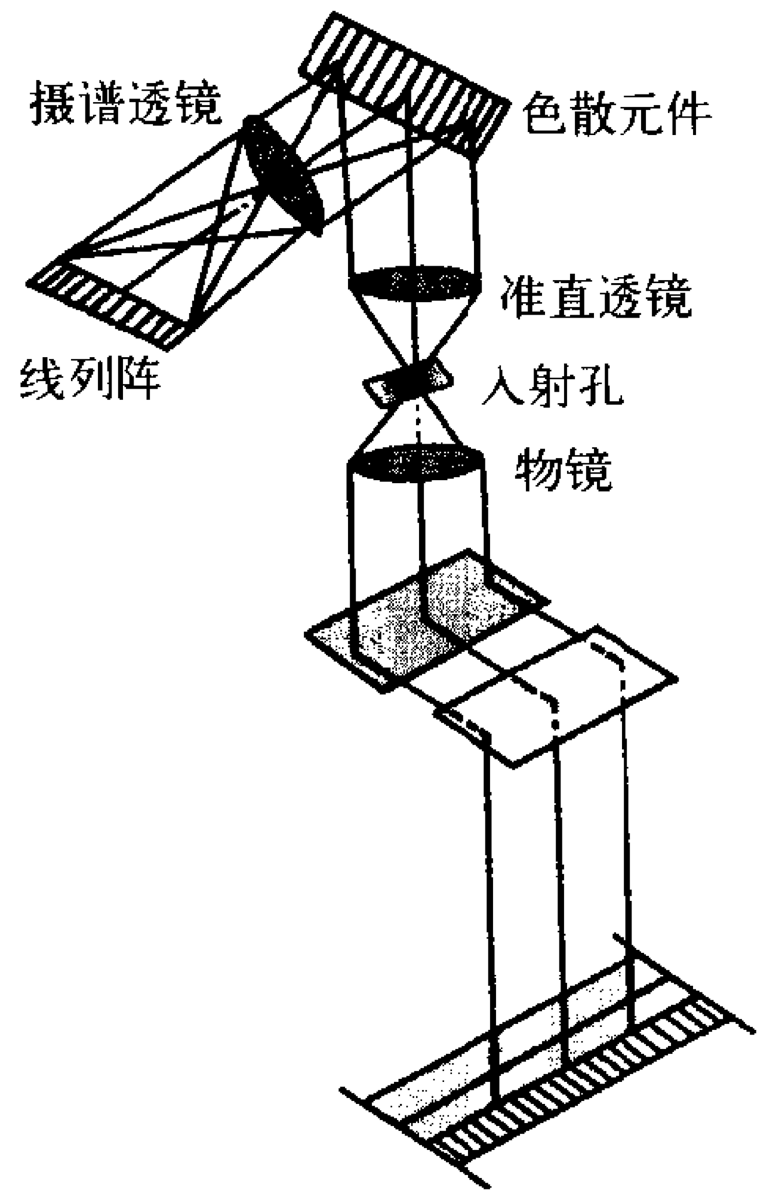


图1 光机扫描型成像光谱仪原理图

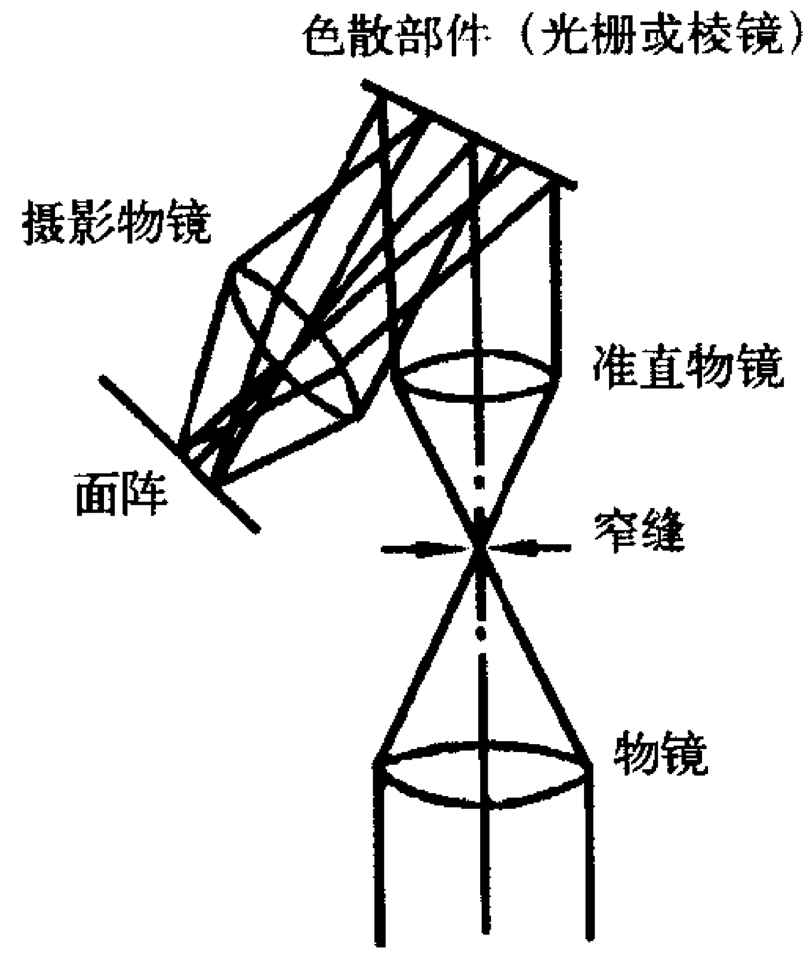


图2 推扫型成像光谱仪原理图

（撰写：高 军 审订：金志煜）

chengxiang zhidao

成像制导 imaging guidance 通过摄取目标和背景的图像获得导弹偏离目标的误差信息并用此信息控制导弹准确地飞向目标的制导技术。图像制导是多种成像制导技术的总称，是当前精确制导技术的主要制导方式。它可以分为微波成像制导和光学成像制导。微波成像制导主要是用合成孔径雷达或逆合成孔径雷达作为导引头的制导方式。光学成像制导可以分为可见光成像制导（或称电视制导）、红外成像制导和激光成像制导等。电视制导当前主要有两种类型：一种为电视景像匹配（或景像匹配区域相关）制导，这种制导主要用作对惯性加卫星定位（GPS）或地形匹配（TERCOM）制导的末段修正，如美国的BGM-109 C、D、E、F“战斧”巡航导弹和“战斧”Block Ⅲ等，都是采用这种末段修正技术；另一种为电视制导，如美国的AGM-65A / B就是使用电视末制导的空地导弹。另外，所谓光纤制导，其中很多也是电视末制导。激光成像制导分为激光主动式成像制导和激光半主动成像制导。激光主动式成像制导是激光发射机和接收机都装在同一导引头中，它向目标辐射扫描激光束并接收目标散射的激光，形成目标的激光散射图像，如美国的AGM-129B导弹。激光半主动成像制导的激光发射源不在导引头上，处于其他位置（如激光制导站），发射激光照射目标，导引头只接收目标散射的激光并形成图像。

（撰写：计世藩 审订：徐品高）

chengli mifengke

承力密封壳 load carrying monocoque 防止气体外漏或使气体泄漏量小于一定限度的航天器舱段的壳体结构。它是密封舱（参见*密封舱*）中承受气压和力学载荷的壳体结构。这种壳体一般都同时具有密封和承载功能，所以常简称为密封壳。为了满足密封和承力要求，承力密封壳一般是用铝合金和钛合金的蒙皮、桁条和框焊接而成的半硬壳式结构（参见*航天器半硬壳式结构*）。所有的焊接处（如焊缝、焊点）均需进行X光探伤和密封检漏。整个壳体焊完后还需要进行水压和气密试验，试验目的是：(1) 检测整个承力密封壳的泄漏率是否满足要求的指标；(2) 使密封壳达到最终的外形轮廓尺寸。在承力密封壳中，蒙皮是承受内压和维持密封的主要部件，上、下端框和隔框则用来增强蒙皮的承压能力，桁条的主要功能是承受飞行过程中的轴向过载。有时，为了保证高的密封要求，蒙皮可采用焊接的双层复合壳结构，例如，美国“阿波罗”飞船返回舱的壳体结构就是由铝蒙皮、铝蜂窝夹芯焊接而成的蜂窝夹层密封壳。在大多数情况下都采用单层蒙皮，例如俄罗斯“联盟号”飞船和我国“神舟号”飞船的返回舱和轨道舱用的就是铝蒙皮、铝桁条、铝框的密封壳。美国“双子星座”飞船因害怕防热层效能不够造成壳体温度过高，采用了钛合金密封壳。（撰写：吴国庭 审订：冯纪生）

chengyuancang yali tiaojie

乘员舱压力调节 cabin pressure regulation 对乘员舱大气总压和氧分压进行的控制。乘员舱大气总压和氧分压是极为重要的控制参数，必须控制在允许范围内。美国早期的飞船为纯氧大气，总压相当于地面大气压力的1／3。现代载人航天器一般都设计为与地面相同的大气总压和氧气分压。总压和氧分压控制有两种技术方案，一是采用总压和氧分压传感器，输出与舱压和氧分压成比例的信号，经放大处理分别驱动电动阀门向舱内供氧或供给氮气。在氧分压和总压都低于设定值时，首先供氧，使氧分压达到设定值，然后才补充氮气，满足总压的设计要求。二是采用不同氧、氮控制压力，氧气压力为2060.4 kPa，氮气压力为1373.6 kPa，氧、氮控制装置根据主控模式和应急模式的要求，借助电动／气动调节装置调节氧、氮的比例。主模式控制大气总压为101 kPa，其中氧分压为21.9 kPa；应急模式控制舱压为55 kPa，氧分压为15.2 kPa。应急模式在舱体发现有泄漏现象时使用，可减少氧、氮消耗。此外，乘员舱还安装有超压安全阀，保证舱壁承受的压力不超过109.9 kPa。负压安全阀根据需要可以在返回段和舱外压力大于内压时，使气体流入舱内，保持舱内外的压差小于6.9 kPa。有些航天器上既安装内流阀，也安装外流阀，以保证主动上升段和返回段舱压不超过设计值。

（撰写：尚传勋 审订：范含林）

chengyuanzu xunlianqi

乘员组训练器 crew trainer 又称体系训练器。一种用来训练航天乘员组互相配合、协同工作的训练器组合系统。它是相对于单独的、互不相连的用于单个乘员训练的训练器而言。是否将若干台训练器联结起来，一方面要取决于不同乘员间的任务交互程度；另一方面则取决于乘员组内发展良好的动态配合关系的需要。乘员之间的协作配合，对于航天任务的完成至关重要。乘员在飞行过程中承担着不同的任务，当某一飞行任务需要乘员组共同来完成时，利用乘员组训练器来实现对各成员任务的训练。特别在大型空间站中，乘员组人数较多，有时乘员组各乘员可能分散于不同的位置区域，这时需要分布式的乘员组训练器来对乘员进行合作训练。一般乘员组训练任务可在全任务模拟器或部分任务训练模拟器中实现，参见*全任务模拟器*与*部分任务模拟器*。

（撰写：陈道木 审订：魏金河）

chengyuanzu zonghe xunlian

乘员组综合训练 crew integrated training 在完成各项基础训练和专业技术训练后，乘员组全体人员在航天前需在模拟条件下完成整体性合练，以掌握全部飞行程序及其操作过程。训练的内容包括飞行程序和飞行任务模拟训练、大型演练与发射准备训练等。该训练要求航天员把基础训练和专业技术训练阶段掌握的知识和技能有机地结合起来，掌握飞行全过程的操作技能。训练的重点为乘员间、乘员组与地面支持各系统之间的密切配合与协调。乘员组经过这样的大型综合训练合格后，便可参加航天飞行。

（撰写：闫晓霞 审订：魏金河）

chengxu dandaoduan

程序弹道段 programmed flight trajectory 火箭／导弹按程序弹道飞行的弹道段。程序弹道飞行时火箭／导弹按预先装定的弹道参数飞行，并且弹道参数在飞行过程中不能改变。预先装定的弹道参数有飞行姿态、飞行位置和飞行速度等。为了实现火箭／导弹的程序弹道飞行，消除飞行中的干扰，提高飞行精度或命中精度，需要对火箭／导弹进行控制。对程序弹道飞行的控制一般采用摄动制导法，即通过对实际弹道相对预定弹道偏差的测量，按摄动制导律对火箭／导弹实施控制，保证火箭／导弹按预先确定的弹道飞行。

（撰写：余梦伦）

chengxu zhidao

程序制导 programmed guidance 按预先选定的飞行程序角控制导弹飞向目标的制导方式。预先选定的飞行程序角有两种：一种为飞行姿态程序角（主要为俯仰程序角），另一种为弹道倾角程序。前者实现容易，后者精度高。为了达到较高的命中精度，往往要辅以关机控制和法向导引等。

（撰写：于绍浦 审订：李连仲）

chengqing ninggu

澄清凝固 clarified solidification 用非金属原料（如氧化物或碳酸盐）制备大块玻璃时，对熔体进行澄清、均匀化和固化处理的过程。玻璃熔体澄清凝固的目的在于除去所有直径大于0.01 mm的气泡。在地面实验中，澄清过程依靠扩散和在熔体中加入澄清剂来实现。在澄清处理过程中，澄清剂产生大量的气泡体，上升到熔体的表面，同时减少熔体中的较小气泡，这个处理过程所诱发的对流也使熔体进一步均匀化。在空间实验中，由于扩散速度太慢，则主要通过溶胶—凝胶技术来实现澄清凝固，使熔体达到澄清和均匀化的目的。

（撰写：战再吉 审订：孙力玲 王文魁）

chongqiche

充气车 air cylinder vehicle 又称气瓶车。用高压气瓶贮存和运输压缩空气，并可输出多种压力气体的专用车辆。在充气车上高压气瓶的贮气压力一般为35 MPa，贮气压力为40 MPa的要求也能达到。总贮气量为700 L。输出压力的品种分别有33 MPa、15 MPa、0～30 MPa（可调）和0.5 MPa等。一种典型的充气车由气瓶组、减压装置、配气柱、控制阀门、指示仪表等组成。气瓶组由14个气瓶分两排进行安装，每个气瓶的容量为50 L；减压装置有1个从35 MPa减至15 MPa、两个从15 MPa减至0.5 MPa、1个从15 MPa减至0～0.3 MPa可调节的减压器；配气柱有各种输气接头，通过输气软管输出各种不同压力的压缩空气。整个设备都安装在汽车底盘上并用车厢进行保护。充气车是贮存分配压缩空气的车辆，压缩空气的生产还是由气源车来进行，但由于有充气车的贮存和运输，可以由充气车直接向导弹和其他设备充气，并且满足不同品种的压力要求。充气车的工作压力达35 MPa，它属于高压危险设备，因此要求可靠性和安全性高，高压贮气瓶要定期检查，输气软管在使用时要定期更换，管路设计必须满足一定的安全系数，保证安全性。

（撰写：沈适生 审订：胥曰仲）

chongji gandu

冲击感度 impact sensitivity 又称撞击感度。固体推进剂及含能原材料在机械撞击作用下，发生燃烧或爆炸的难易程度。对于固体火箭推进剂而言，冲击感度用以表征其在装药工艺、吊装运输过程及导弹发射阵地环境中的安全性。冲击感度一般采用落锤撞击仪测定，试样约为50 mg，放置在专用冲击装置中两个10 mm × 10 mm击柱之间，以一定质量（如2 kg、5 kg、10 kg）的重锤，从一定高度自由下落，直接撞击击柱上端面。在此冲击作用下，根据试样的响声、发火、发烟、气味和击柱表面上的痕迹，判断是否产生燃烧和爆炸。冲击感度有两种表示方法，即50%爆炸撞击能和爆炸百分数。50%爆炸撞击能即试样发生爆炸（或燃烧）概率为50%时，落锤的撞击能，单位是J，为特性落高与撞击力的乘积，特性落高（发生50%爆炸的落高）一般由升降法确定；爆炸百分数是指在一组（25发）试验中，试样发生爆炸（或燃烧）的百分数。

（撰写：陈华庭 审订：王北海）

chongji shiyan

冲击试验 shock test 评定产品在冲击作用下的电性能、机械性能及结构强度是否达到设计要求的试验。产品在吊装、运输中会受到冲击作用，飞行器由于发动机点火、关机、级间分离也会受到冲击作用。所谓冲击，就是极短时间作用的力或运动。主要试验参数有：峰值加速度、冲击波形、持续时间、冲击次数。冲击波形有半正弦波和后峰锯齿波，见下页图1和图2。冲击试验设备有跌落式冲击机、多次连续冲击机，也可在电磁振动台上进行冲击试验；若有实测的冲击响应谱，并且振动台的控制设备具有冲击响应谱试验功能，应优先采用冲击响应谱试验。导弹冲击试验见下页图3。

（撰写：丁恕海 审订：王文忠）

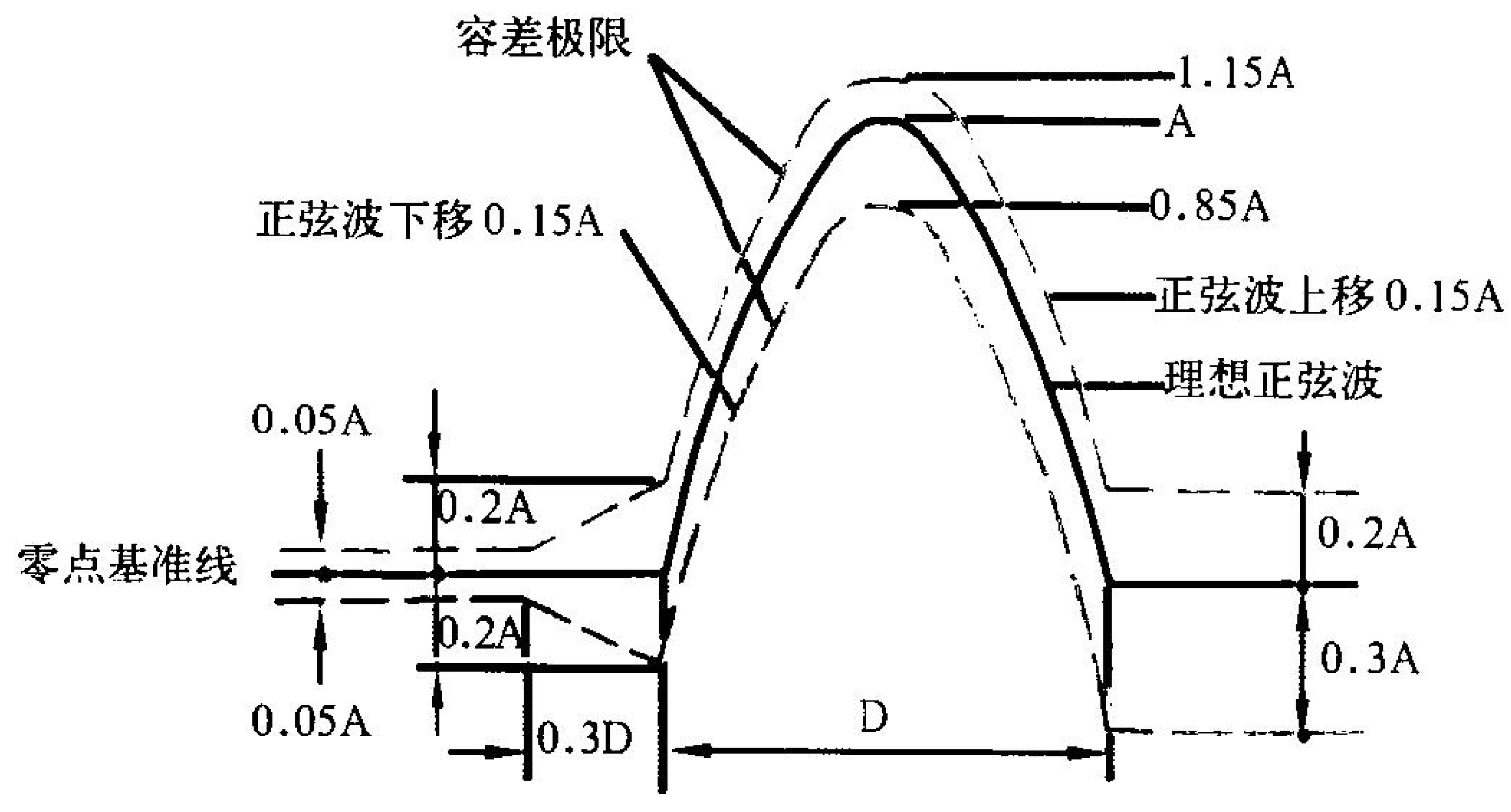


图1 半正弦冲击脉冲波形及容差

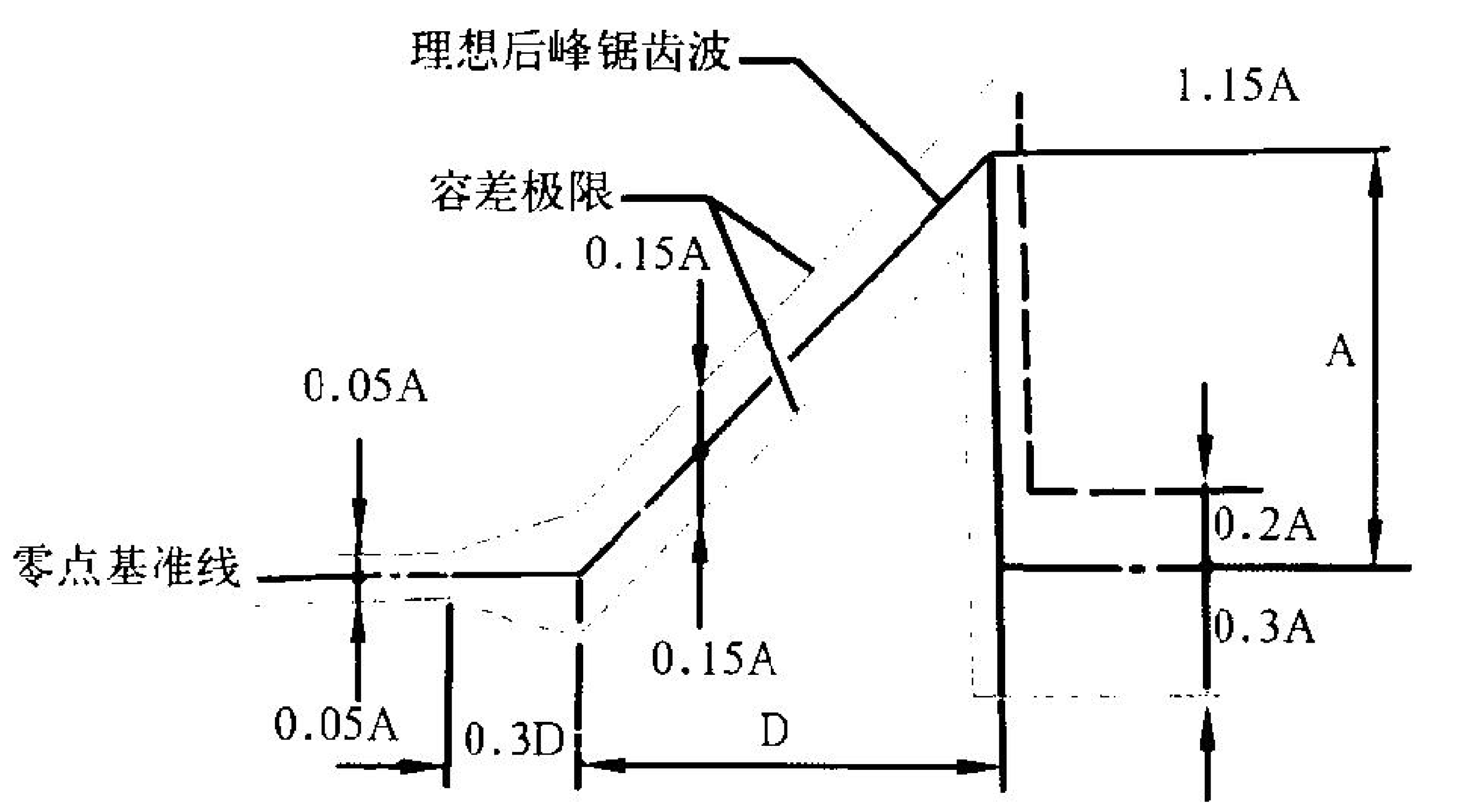


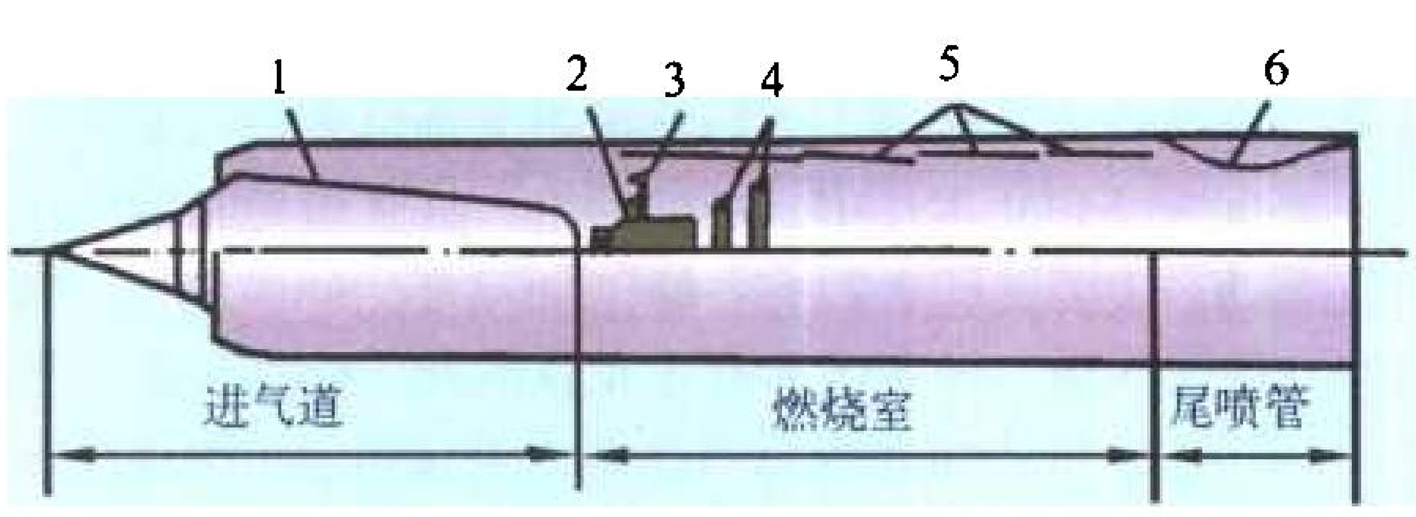
图2 后峰锯齿冲击脉冲波形及容差

chongya fadongji

冲压发动机 ramjet engine 依靠高速迎面空气流的减速增压作用进行工作的空气喷气发动机。由进气道、燃烧室和尾喷管等主要部件组成。按使用的燃料可分为液体（燃料）、固体（燃料）冲压发动机；按飞行速度可分为亚声速、超声速和高超声速冲压发动机；按燃烧室气流速度可分为亚声速燃烧、超声速燃烧冲压发动机及亚声速燃烧与超声速燃烧相结合的双模态和双燃烧室冲压发动机；按使用条件可分为加速式、巡航式和加速巡航式冲压发动机；按发动机进气道和尾喷管几何面积可调与否可分为固定几何面积和可调几何面积冲压发动机等。冲压发动机可与其他类型发动机组合使用。典型的超声速液体燃料冲压发动机见图。工作时，高速空气流经进气道，以尽可能小的损失减速增压后进入燃烧室，与燃料混合燃烧，产生具有一定压力的高温燃气，经尾喷管膨胀加速，使一部分焓转变为动能，高速喷出，得到推力。超声速冲压发动机的特点是结构简单、推质比和比冲高，在马赫数为2～4时推进效率高，经济性较好，但性能随飞行状态改变，不能零速起动，必须依靠助推器加速或由机载投放获得开始工作需要的飞行速度。高超声速冲压发动机飞行马赫数可达12～16，高度可达40 km。冲压发动机可用作较大的战术和战略导弹、无人飞机以及高超声速飞行器的动力装置，具有良好的发展前景。 （撰写：王 健　审订：顾炎武）



图3 导弹冲击振动试验

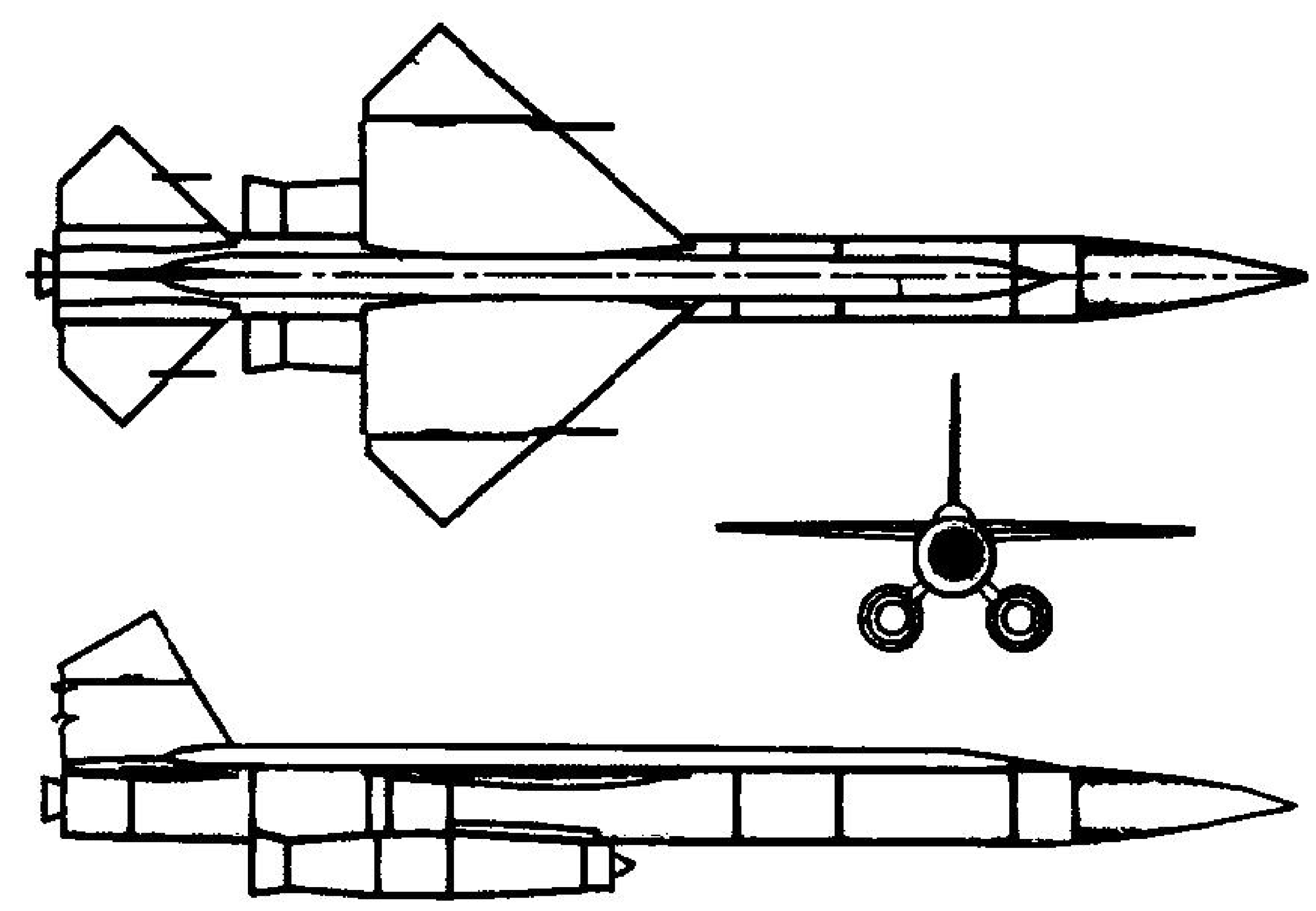


典型的超声速液体（燃料）冲压发动机示意图

1—中心锥；2—预燃室；3—喷嘴环； 4—火焰稳定器；
5—火焰筒；6—尾喷管

chongya fadongji daodan

冲压发动机导弹 ramjet engine missile 用冲压发动机作推进系统的导弹。按冲压发动机所用燃料分为液体燃料冲压发动机导弹和固体燃料冲压发动机导弹；按飞行速度分为亚声速冲压发动机、超声速冲压发动机和高超声速冲压发动机导弹3种。与其他空气喷气发动机相比，冲压发动机的特点是结构简单，质量小，在Ma=2.5以上的高速飞行时效率高，经济性好。但在低速飞行时经济性变坏，飞行速度为零时，没有静推力。当采用中心锥或进气道时，与导弹其他分系统（如战斗部和制导系统）之间的兼容性差。火箭冲压组合发动机问世后，导弹用冲压发动机的发展重点也随之转移。



外挂式冲压发动机导弹示意图

（撰写：毕士冠　审订：黄瑞松）

chongfu guance zhouqi

重复观测周期 repeat observation period 航天遥感器对地面上一个固定的观测区域进行再次观测所需要的最短间隔时间。一般以同一区域被观测两次所间隔的天数、小时数或分钟数来度量。对于固定指向的遥感器，其重复观测周期主要决定于遥感器的观测幅宽、航天器的轨道特性（轨道高度、轨道倾角、相邻轨道地面轨迹的跨距和轨道回归特性）及观测区域的纬度。对于有侧视指向能力的遥感器，重复观测周期将明显缩短。缩短多少将主要决定于遥感器的最大侧视角、相邻轨道地面轨迹的跨距和观测区域的纬度。重复观测周期是对地观测卫星总体设计的一个重要内容，也是遥感用户监视目标变化或可再生资源目标的时相变化的一项重要应用要求。

（撰写：姜林山　审订：常际军）

chongrong zaijiejing

重熔再结晶 remelting and recrystallization 为了去除金属

及其合金中的杂质或缺陷，获得优质材料，通常将金属及其合金重新加热到其熔化温度，然后以一定的冷却速率固化，这种二次升温熔化—冷却固化的过程被称为重熔再结晶。空间微重力条件下利用重熔再结晶技术可以制备多种无缺陷、高品质的单晶、多晶和半导体材料。中国科学院半导体研究所利用重熔再结晶技术在微重力条件下成功制备出了大尺寸、高品质的锑化镓单晶体。

（撰写：孙力玲　审订：战再吉　王文魁）

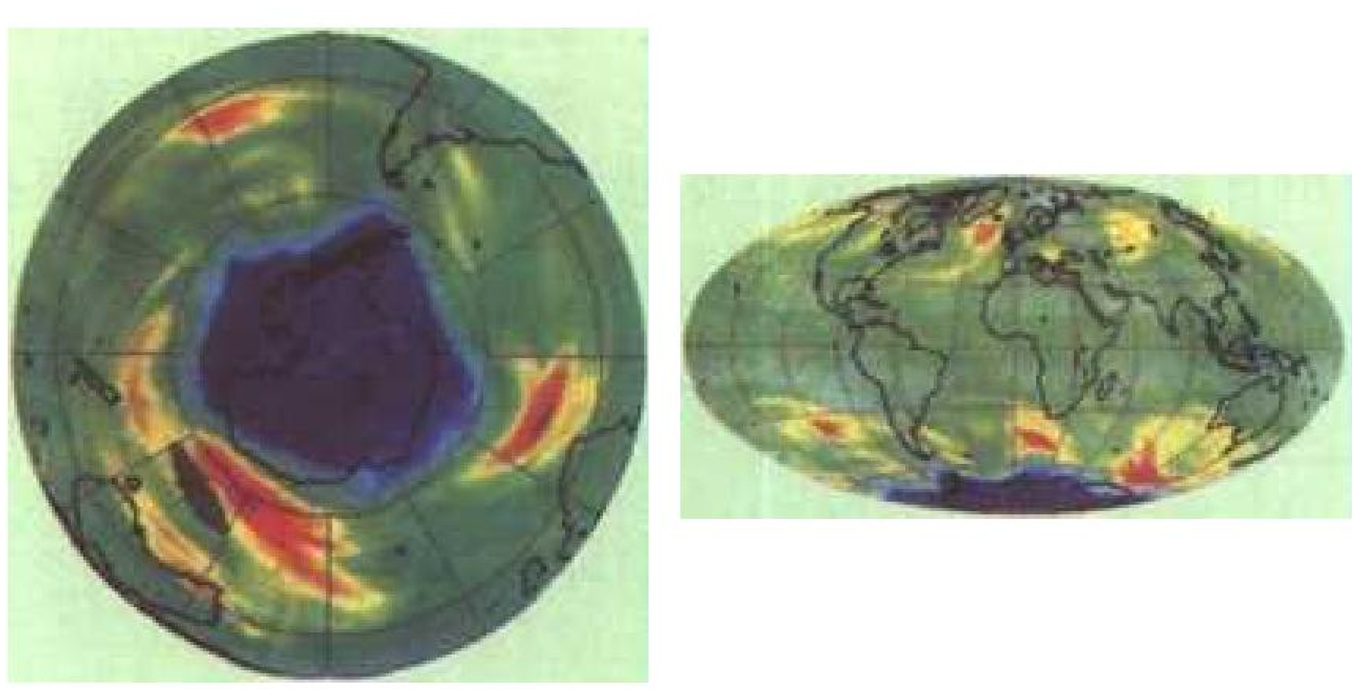
choujiandan

抽检弹　missile for sampling test　被抽取用于检验性飞行试验的导弹。在导弹的批生产过程中，需在一定批量的导弹中，由订货方代表根据抽样方案抽取一定数量的导弹进行检验性飞行试验，以检验导弹生产质量的稳定性。由于导弹的价格较高，批产的数量也有限，所以抽检弹的数量很少，一般只能抽检两三发弹。抽检弹的技术状态，通常与批生产的战斗弹一致。但为分析检验性飞行试验中可能出现的问题，也常将部分抽检弹改装成遥测弹。如采用小型化遥测设备，就能将全部抽检弹改装成战斗遥测弹。

（撰写：刘建同　审订：朱　坤）

chouyangceng jiance

臭氧层监测　ozonosphere monitoring　利用卫星遥感手段对大气平流层中的臭氧层及其变化进行的监视和观测。臭氧是大气中的稀有气体，是影响地球气候变化的重要原因之一。它从地面上空5～10 km处浓度开始增加，至20～30 km处浓度达到最高值。在此高度处，氧由于受波长小于242 nm的高能紫外线照射，发生光解反应生成臭氧（O_3）。臭氧本身强烈吸收波长在242～320 nm的紫外线，对地球构成一层防护太阳紫外线的防护层。据研究，臭氧层的臭氧减少1%，那么抵达地面的紫外线就将增加2%，人类的皮肤癌患者也将增加2%。由于一切生物的遗传基因都易受紫外线的作用，臭氧层破坏会对地球动植物产生重大而深远的影响。



南极上空的臭氧洞（1999年）

（撰写：于砚民　审订：郑丙辉）

chucang mianchuang zujian

出舱面窗组件　extravehicular visor assembly　由太阳滤光镜和阴影滤光镜组成，安装在压力头盔上（太阳滤光镜位于阴影滤光镜的外面），不需要时可调放在头盔顶部的保护罩内的舱外航天服头盔组件。主要用于防护太阳辐照和热屏蔽，并有助于抗微流星袭击，保护航天员在出舱活动时眼睛安全、健康，并具有正常的视觉工作能力。当航天员在阴影区出舱活动时，只使用阴影滤光镜，起热屏蔽作用，防止压力头盔面窗过冷；在阳光区工作时，太阳滤光镜和阴影滤光镜同时使用，太阳滤光镜过滤可见光，阻挡一定数量的紫外线和红外线，阴影滤光镜过滤紫外线，阻挡红外线。该组件能有效地滤掉紫外线，可使5%～10%的可见光透过镜面、反射掉85%～90%的强光，遮断92%～96%的红外线。

（撰写：陈景山　审订：魏金河）

chuji yuzhouxian dianhepu

初级宇宙线电荷谱　charge spectrum of primary cosmic ray　初级宇宙线的相对丰度按其核电荷数的分布。宇宙线由不同的核成分组成。人们常用坐标图表示宇宙线中的质子、α粒子、锂、铍等的相对数，纵坐标表示宇宙线元素的相对数或丰度，横坐标表示不同的电荷数。这样，就可以清楚地看出宇宙线元素相对数随电荷数的变化。初级宇宙线是指在大气层外没有发生相互作用的宇宙线。宇宙线元素的相对丰度是指宇宙线中各种核成分的相对含量。在实际研究中常以某个元素的含量为标准，而其他元素以此为标准给出相对含量。

（撰写：李頤黎　审订：李大耀）

churongshi

初容室　initial volume chamber　位于导弹发射筒底部、有一定容量要求和最先耐受导弹弹射工质作用的筒段。初容室是导弹发射筒的重要组成部分之一，一般具有耐压和耐温能力。它上端支承导弹，下端封头密闭，借助液压或机电式伸缩支腿小面积触地，承受弹射导弹的后坐力。内腔可以安装产生弹射工质的装置及导弹测控电缆和仪器等组件。初容室内腔容量取决于产生弹射工质装置出口的压力、温度和流量，导弹底部所能承受的过载和温度以及内腔安装组件的容积。

（撰写：吴虎根　审订：王瑞铨）

chushi guidao

初始轨道　initial orbit　入轨时刻的航天器轨道。它是航天器与运载火箭分离后，在正常情况下，航天器所应进入的预定运行轨道，简称初轨。要知道航天器入轨后运动的大致情况，就要迅速确定初轨。采用的方法主要有拉普拉斯方法（初值问题方法）、高斯方法（边值问题方法）和巴特拉科方法。采用哪一种方法取决于观测数据的数量和种类。有时也利用运载火箭主动段结束时的运动参数来确定初轨。在运载火箭的制导精度较高时，设计的理论轨道也可以作为初轨。

（撰写：张荣保　审订：张云彤）

chushi ranmian

初始燃面　initial burning surface　固体火箭发动机中的推进剂点燃时，推进剂药柱最初参加燃烧的表面。初始燃面面积是决定发动机初始推力大小的重要参数，大初始燃面面积可获得大的初始推力，以满足导弹或火箭对起飞加速度的要求。初始燃面对后续燃面的变化规律也有重要影响。初始燃面的大小可通过采用不同几何形状的药型及其几何参数的调整和对药柱表面局部限燃等方法来实现。

（撰写：黄坚定　审订：黄祖蔚）

chuyang jieduan

初样阶段　prototype phase　在完成型号方案评审的基础上进行产品设计、研制初样机，形成全套设计文件并进行地面试验的阶段。初样阶段包括初样设计和初样试验。初样设计的主要任务是用工程样机（初样）对初样设计、工艺方案、产

品的可靠性和系统的协调性进行验证，进一步完善方案，为飞行试验样机（试样）研制提供全面而准确的依据。初样设计的主要工作包括编制型号工程研制阶段设计准则；编制型号初样研制程序；进行型号初步设计与技术设计，确定主要性能参数，提出（会签）试样研制任务书；确定初样地面试验方案；编制型号初样研制规范；提出飞行试验方案；进行可靠性设计；进行标准化设计；完成试制工艺和工装准备，进行产品试制；进行型号技术协调和模样产品总装；确定测试计量技术要求；提出初样技术状态表，编制计划和实物配套表；根据试验和数据统计，评估可靠性指标；编写初样研制报告；进行初样技术文件归档；确定试样技术状态和大型地面试验方案；提出试样研制标准化与质量控制要求；编制型号试样研制规范；拟定鉴定性试验项目及方案；进行技术设计，确定主要性能参数。初样试验的目的是验证初样设计和工艺质量，获取性能参数，初步评估可靠性指标。初样试验包括单机（部件）性能试验、环境模拟试验、可靠性试验和寿命试验；动力系统试验；结构试验；控制系统试验；遥测、外测与安全系统试验和各系统综合匹配试验；仿真试验和环境试验；总体方案性试验；总体协调性试验等。

（撰写：杨丽萍　审订：朱维增）

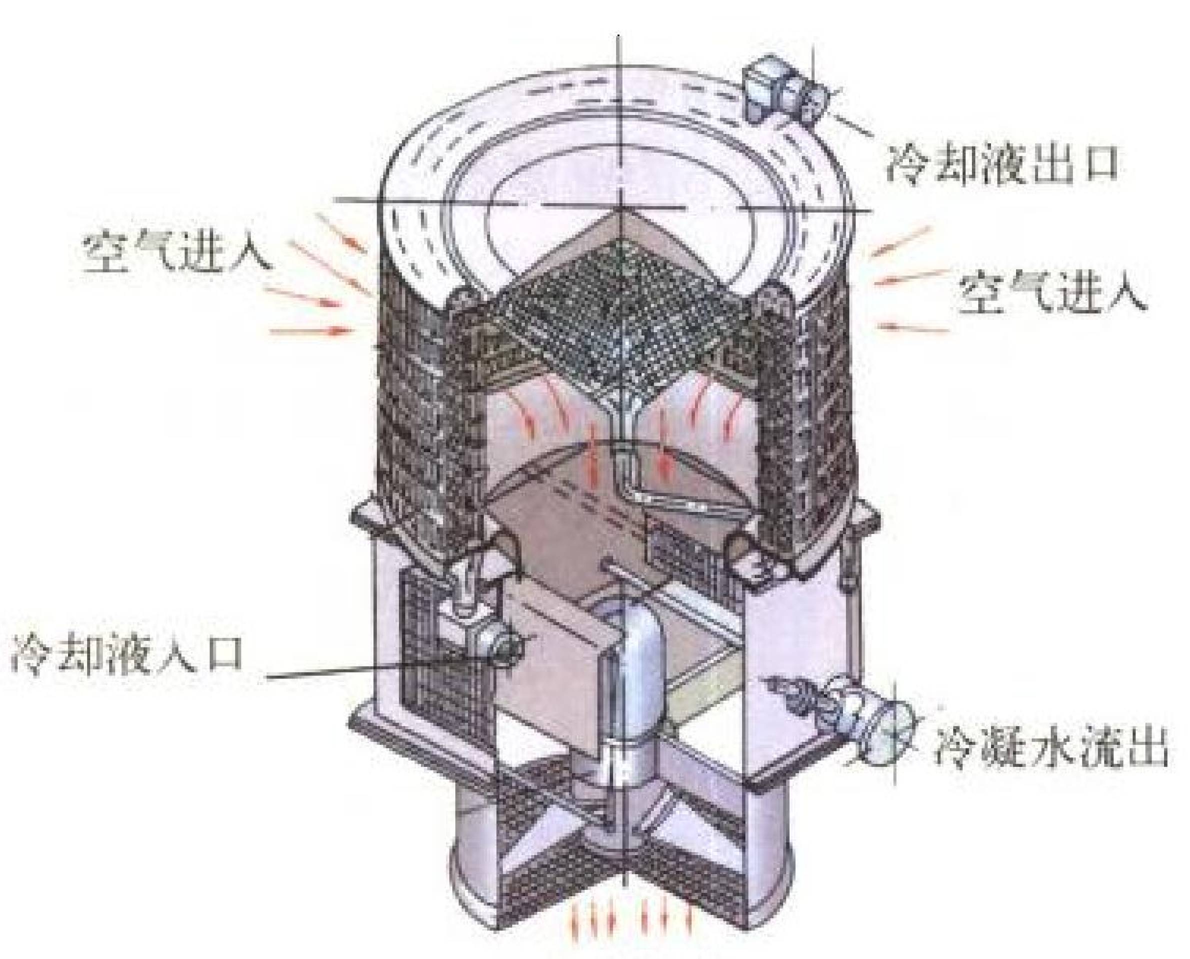
chuyangxing

初样星　prototype model of satellite　在初样研制阶段，为验证卫星设计的正确性、协调性以及卫星的各项技术指标和卫星工作可靠性而研制的用于地面各种试验的模样星。初样星一般分为结构星、热控星和电性星。根据卫星任务和设计复杂程度的不同，初样星也有所不同。初样星主要根据卫星总体及分系统的技术方案进行设计和生产，并只用于地面的各种试验，验证设计方案的正确性和协调性。在卫星总体方案设计和分系统方案设计采用公用平台或成熟技术时，可以不研制上述几种初样星，而直接研制正检星。正检星不仅做初样阶段的各种地面试验（鉴定级），而且是正样技术状态，而新研制的一些有效载荷，有的要经历初样研制阶段，但不组装成初样星。初样阶段的研制工作，不仅验证设计方案，而且全面检查生产工艺和生产质量。

（撰写：吴开林　审订：吴健生）

chushi zhuangzhi

除湿装置　humidity removal assembly　将航天乘员舱大气中的水蒸气冷凝及对冷凝水进行收集和分离的装置。在微重力条件下，常用的除湿技术有物理化学法、化学法和热力学



“联盟号”飞船的除湿装置

法等。物理化学法常用的技术有分子筛除湿法，这种方法可用于再生技术系统中。超氧化物首先吸收水分再与二氧化碳起反应，这是化学法除湿的一个例子。热力学法是载人航天器的主要除湿方法，它是通过循环空气降温使水蒸气受冷凝结为水，再通过冷凝水收集、传输和水／气分离等步骤，把舱内大气中的水蒸气去除。“联盟号”飞船的除湿装置（见图）结构紧凑，是一个包括通风机组和气温调节单元的组合体。循环空气从周围进入，并从下部的出口排出。上部即为嵌入毛细吸水材料的冷凝热交换器，上中部为储水毛细体。循环空气流出的同时，在此把水分离。冷凝水通过抽吸泵周期性排出，最后通过导水管输入废水储箱。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

chubian tuijinji huojian fadongji

触变推进剂火箭发动机　thixotropic propellant rocket engine　使用具有触变性质的胶体推进剂的火箭发动机。在发动机所用的液体推进剂中添加适宜的凝胶剂就形成了触变推进剂。触变推进剂在压力或切应力作用下可像普通流体一样流动，因此能在管道内加压输送，而当停止压力或切应力作用时，它又会恢复胶凝结构，呈半固体状态。在液体推进剂中增加固体组分可以提高推进剂的能量和密度，从而提高火箭的性能，同时可改善推进剂的可贮存性，消除火箭飞行中推进剂在贮箱内的晃动现象。触变推进剂火箭发动机尚有许多技术障碍，诸如发动机输送系统、燃烧室喷注器设计、燃烧效率、冷却性能和贮运过程中触变推进剂胶体的稳定性等。这些问题阻碍了这种发动机的实际使用。

（撰写：袁耀章　审订：朱森元）

chuanbinglian xitong

串—并联系统　series-parallel system　在一系统中既有串联又有并联，这样的系统称为串—并联系统。这里的系统概念是广义的，它一般指设备、线路板。对于串—并联系统而言，并串方式的可靠性比串并方式的高。对于串—并联系统可靠性的计算，可用等效模型法。例如一系统可靠性框图如图1所示。其等效模型见图2。并—串联主要用于对开路故障形式的保护，而串—并联主要用于对短路故障形式的保护。

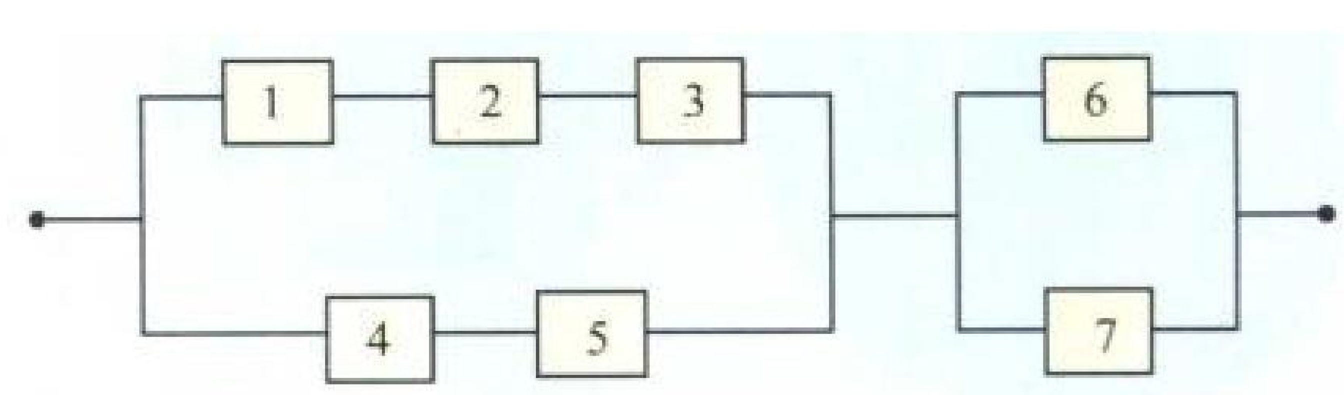


图1　串—并联系统可靠性框图

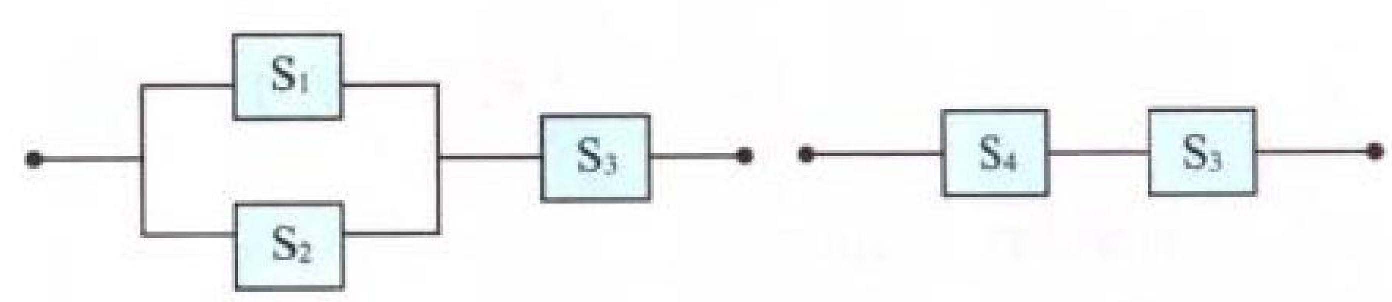


图2　等效模型



图3　点火装置的多继电器与爆炸螺栓串联双路点火电路框图

串—并联只限于在元器件级及电路级上应用。导弹／火箭使用的电子设备在设计时，元器件或电路多采用串—并联结构。例如导弹助推器分离机构的电路常设计成串—并联形式，为保证其安全性，点火电路采用多个继电器与爆炸螺栓串联方式；为保证其任务可靠性，采用了两种点火电路。其可靠性框图如图 3 所示。系统可靠性计算公式为

$$R_s=R_{s4}R_{s3}$$

其中

$$R_{s3}=R_6+R_7-R_6R_7$$
$$R_{s4}=R_{s1}+R_{s2}-R_{s1}R_{s2}$$
$$R_{s1}=R_1R_2R_3$$
$$R_{s2}=R_4R_5$$

（撰写：刘 婷　审订：陈晓彤）

chuanlianshi yunzai huojian

串联式运载火箭　tandem launch vehicle　各级依次同轴配置，纵向连接呈宝塔形的多级运载火箭。串联式运载火箭在飞行时先是最下面一级工作，工作结束以后将无用的推进剂贮箱和发动机或固体火箭发动机壳体抛掉，第二级再工作，依此类推。与捆绑式运载火箭相比，串联式运载火箭的优点是：(1) 对接机构相对简单，火箭结构紧凑，总体结构功效高，因此起飞质量较小；(2) 级间分离干扰小，且易于分离；(3) 气动阻力小；(4) 装配、运输和发射简单。它的缺点是：(1) 必须分别设计和研制每一级，尤其是对于大型运载火箭，需要设计研制大直径结构，因此增加了研制成本和周期；(2) 第二级以后各级发动机均需处于高空点火状态，点火技术复杂且可靠性较低；(3) 火箭长细比大，弯曲刚度差，对飞行中的弹性振动稳定不利，运输和飞行中横向载荷增大；(4) 火箭较长，增加了发射设备和勤务操作的困难。因此，串联式运载火箭的级数选择要综合考虑，一般为 2～4 级，液体运载火箭选取 2 或 3 级为宜，固体运载火箭可选 3 或 4 级。

（撰写：才满瑞　审订：朱维增）

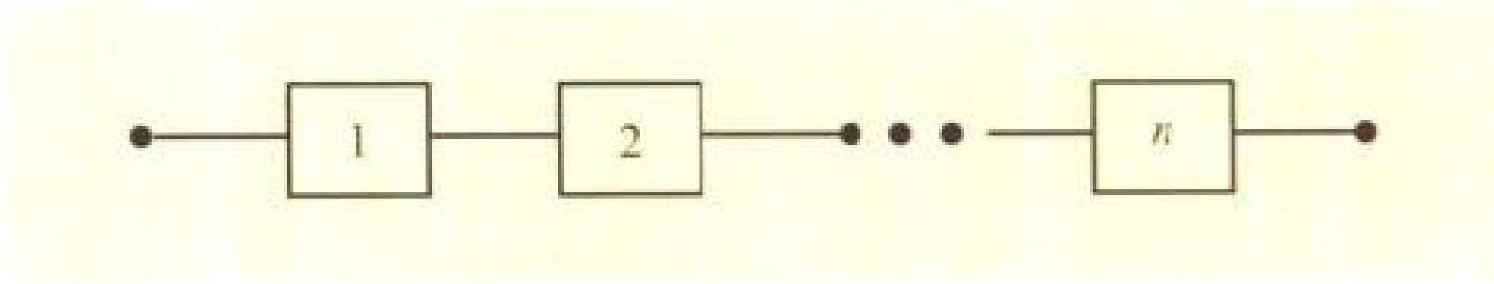
chuanlianshi zhutuiqi

串联式助推器　tandem booster　与飞行器依次同轴配置、纵向连接的助推器，也称为串联式助飞器。串联式助推器有单级和多级之分。在工作时序上，串联式助推器都是先点火，工作结束后一般与被助推飞行器分离，也有不分离的情况。在串联的多级火箭中，下面一级子火箭就是上面一级子火箭的助推器，它们依次工作完后分离掉。串联式助推器用途广泛。许多种导弹、火箭增程炮弹和火箭助飞鱼雷等都使用这种助推器。串联式助推器的优点是连接机构比较简单，结构紧凑，气动阻力较小，容易分离和总的起飞质量较小。它的缺点是整个飞行器的长细比增大，弯曲刚度较差，不利于保证弹性振动稳定性，在飞行过程中横向载荷较大。

（撰写：吴宏斌　审订：魏其勇）

chuanlian xitong

串联系统　series system　组成系统的所有单元中任一单元的故障均会导致整个系统的故障，这样的系统称为串联系统。这里系统和单元的概念是广义的，系统可是一复杂的系统、分系统、设备、线路板等，而单元是相对系统而言低一层次的组成部分，如分系统、设备、线路板、元器件等。串联系统可靠性框图如图所示。



串联系统可靠性框图

系统可靠性（概率）计算公式为

$$R_s(t)=\prod_{i=1}^{n}R_i(t)$$

式中 $R_s(t)$ 表示系统可靠性函数；$R_i(t)$ 表示第 i 个单元的可靠性函数；n 表示组成系统的单元数。系统中串联的单元越多，系统可靠性越低。串联系统在导弹／火箭上应用很广泛。导弹本身可看成是由导引系统、控制系统、动力系统、结构系统、电气系统、引战系统组成的串联系统；导弹引信中的安全及解保机构常设计成多级串联系统。

（撰写：刘 婷　审订：陈晓彤）

chuantongshi youqi xuanjia

串通式油气悬架　through oil-air suspension　用管路将多个油气弹簧连通后组成弹性元件用以传递或变换车架（或承载式车身）与车桥（或车轮）之间的载荷特性的连接装置。串通形式有纵向及横向两种。路面作用于车轮上的垂直反力（支承力）、纵向反力（牵引力和制动力）和侧向反力以及这些反力所造成的力矩都要通过悬架传递到车架（或承载式车身），以保证汽车的正常行驶。在汽车行驶中，由于路面不可能绝对平坦，路面作用于车轮上的垂直反力往往是冲击性的，特别是在坏路面上高速行驶时，这种冲击力将达到很大的数值。冲击力传到车架和车身时，将使乘员感到极不舒适，货物也可能受到损伤，并引起汽车机件的早期损坏。为缓和冲击，除了采用弹性的充气轮胎以外，在悬架中还必须有弹性元件，使车架和车身与车轮或车桥之间构成弹性联系。油气弹簧是空气弹簧的一种特例，以气体（一般用氮气）作为弹性元件，而在气体与活塞之间引入油液作为中间介质，起减振作用。将油气弹簧纵向串通后可大大提高汽车行驶的平顺性，轴荷在任何时刻都趋于平衡，车轮接地性好，各轴油气弹簧独立伸缩，使车轮总是附着在路面上，车轮没有跳跃现象。该悬架装在自行式车辆上可以使车辆充分发挥驱动性能。

（撰写：徐秩群　审订：王瑞铨）

chuanxing shuju zongxian

串行数据总线　serial data bus　把导弹或航天飞行器等大型载体上的有关分系统电子设备连在一起形成综合电子系统的一种拓扑结构与通信介质。可提供多点通信能力。与点—点通信相比，具有简单性、灵活性、轻便性、容易测试和修改等诸多优点。冗余配置也可提供容错与抗单点故障能力。串行数据总线是构造分级分布式系统的支撑性技术，其主要技术规范有：数据传送码速率 (kbps)；总线距离 (m)；误码率；功耗、重量；支持冷冗余配置；ESD / EMC 性能；抗辐射要求。其中，空间平台应用要求总线数据传送码速率典型值为 400 kbps，一般是电气隔离和冗余配置的。

（撰写：蒋轩祥　审订：陈作人）

chuanxing tongxin

串行通信　serial communication　按规定的协议以串行方式进行数据交换或指令发送和接收的通信工作方式。因通信机

制、速率或协议的不同可以有多种物理层互连形式，如3线制，包含门控、时钟和数据信号，因符合空间数据系统咨询委员会(CCSDS)规范，被广泛用于航天器中（详情可查阅GJB1198卫星测控和数据管理星载数据管理接口）；4线制，包含帧同步、路同步、码同步和数据信号，也多用于航天器测控分系统。有一种2线制，只包含数据和选通信号，称为D–S编码，已成为高速串行通信标准（详情可查阅IEEE1394标准）。当编码解码接口含有自时钟功能时，只用一条数据线就可以实现串行通信，称为串行数据总线。这样的总线标准有RS–232、RS–422/485，以及航空航天上广泛应用的卫星总线标准OBDH，MIL–STD–1553B等。

（撰写：蒋轩祥　审订：于伦正）

chuizhi ceshi

垂直测试　vertical testing　火箭（导弹）箭（弹）体处于垂直姿态时所进行的综合测试。火箭（导弹）发射时通常处于垂直状态。大型火箭只有在垂直状态下才能保证其结构与电气的完整性和连续性，因此垂直测试是火箭（导弹）最接近发射和飞行状态的测试。垂直测试后火箭（导弹）将加注和发射。为使发射成功，垂直测试不仅要检验箭（弹）载设备和系统工作是否正常，而且要检验地面测发设备、发射场各地面勤务系统、测控系统及卫星（或飞船、战斗部）自身及相互间接口等一切涉及发射成败的系统工作是否正常和协调。垂直测试后，将不允许再触动各有关系统的连接插头和状态，一般也不再允许更改业已经过考核的发射操作程序和方法。

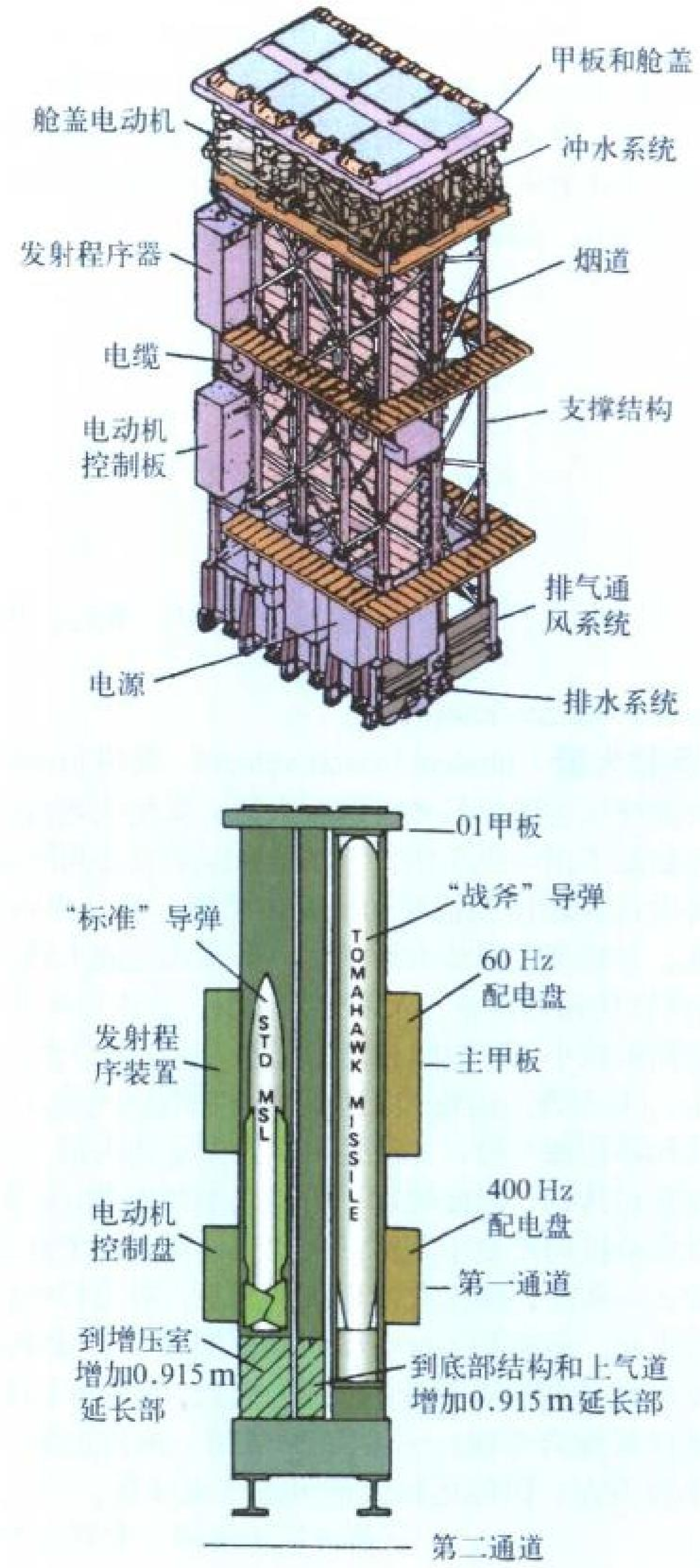


正在进行垂直测试的“长征”3号火箭

（撰写：穆元良　审订：李邦复）

chuizhi fashe zhuangzhi

垂直发射装置　vertical launcher　导弹轴线与水平面呈垂直状态的导弹发射装置。分为热发射装置和冷发射装置两种。热发射装置又称自力发射装置（见图），冷发射装置又称外力发射装置或弹射。可以装载两发以上导弹的称为多联装垂直发射装置。垂直发射的优点是反应快，发射率高；全方位发射，无死角；贮弹量大，火力强；结构简单，生存能力强；成本低，全寿命周期费用少；有利于通用化和模块化。缺点是热发射装置存在燃气流排导问题，冷发射装置的燃气发生器存在意外点火的安全性问题。垂直发射装置可用于地地导弹、地空导弹、飞航导弹和弹道导弹的发射。舰艇垂直发射装置既可舰面发射，也可潜艇水下发射。



MK41垂直发射装置

（撰写：于殿君　审订：曾智勇）

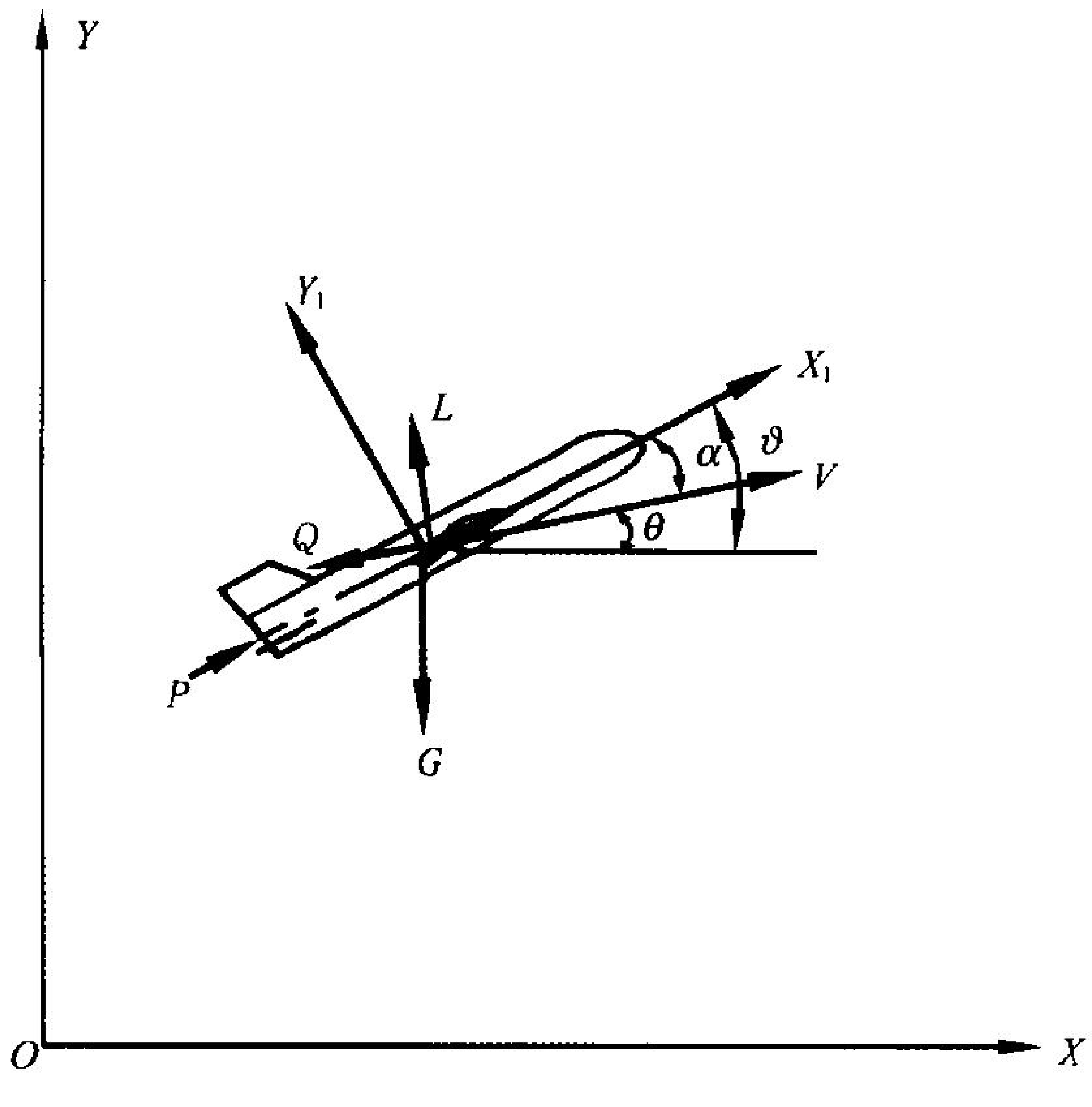
chuizhi pingmian dandao

垂直平面弹道　trajectory in the vertical plane　仅考虑导弹在铅垂面内运动时，其质心的运动轨迹，又称纵向弹道。如果导弹的对称平面始终与局部地球表面相垂直的平面相重合，且导弹质心运动不偏离此铅垂面，则由描述导弹这种运动的方程组求得的质心运动轨迹就是垂直平面弹道。导弹在铅垂面内的运动方程组通常为：

$$\begin{cases} m\dot{V}=P\cos\alpha-Q-G\sin\theta \\ mV\dot{\theta}=P\sin\alpha+L-G\cos\theta \\ \dot{x}=V\cos\theta \\ \dot{y}=V\sin\theta \\ J_z\dot{\omega}_z=M_z \\ \dot{\vartheta}=\omega_z \\ \alpha=\vartheta-\theta \\ \dot{m}=-m_c \\ \delta_z=\delta_z(\vartheta,\ H,\ \omega_z,\ M_a\cdots\cdots) \end{cases}$$

式中 m 为导弹的质量；m_c 为发动机秒耗量；V 为导弹的飞行

速度；ω_z为导弹的俯仰角速度；α为导弹的飞行迎角；ϑ为导弹的俯仰角；θ为导弹的弹道倾角；x，y为导弹的质心坐标；δ_z为升降舵偏角；G为重力；P为推力；Q为导弹的阻力；L为导弹的升力；J_z为转动惯量；M_z为俯仰力矩；H为高度。上述方程组共有9个方程式，可求解V、θ、x、y、ω_z、ϑ、α、m、δ_z等9个运动参数。



导弹在XOY坐标平面内

（撰写：邵继法　审订：关世义）

chuizhi qifei danji rugui feixingqi

垂直起飞单级入轨飞行器　vertical take-off single stage to orbit launch vehicle　垂直起飞、垂直或水平降落的完全重复使用单级入轨航天运载器，或称为单级入轨重复使用运载器。一般以火箭发动机为动力，因此又称之为火箭动力单级入轨运载器。这种飞行器主要用于在地球表面和近地轨道之间运输人员和货物。由于单级入轨和完全重复使用，它可以大幅度降低运行费用，提高飞行器的机动灵活性和可靠性，是各国(尤其是美国)追求的比较理想的航天运载器。这种飞行器可分为3种类型，即垂直起降单级入轨运载器、垂直起飞水平降落的单级入轨火箭飞机和升力体运载器。垂直起降单级入轨运载器如美国的“德尔它特快飞船”方案；单级入轨火箭飞机如美国的重复使用单级入轨飞行器和全火箭式有翼单级入轨运载器方案；单级入轨升力体运载器如美国的升力体先进技术验证飞行器X-33及其后续实用型号“冒险星”。垂直起飞单级入轨飞行器的关键技术主要是重复使用、坚固耐用的氢氧火箭发动机(“冒险星”单级入轨升力体运载器为气动塞式氢氧发动机)，高比强度、高比模量复合材料主结构与低温贮箱结构，重复使用、长寿命、低维护的轻质防热系统结构以及一体化自动健康管理系统等。

（撰写：韩鸿硕　审订：刘恒振）

chuizhi zhuangtian xitong

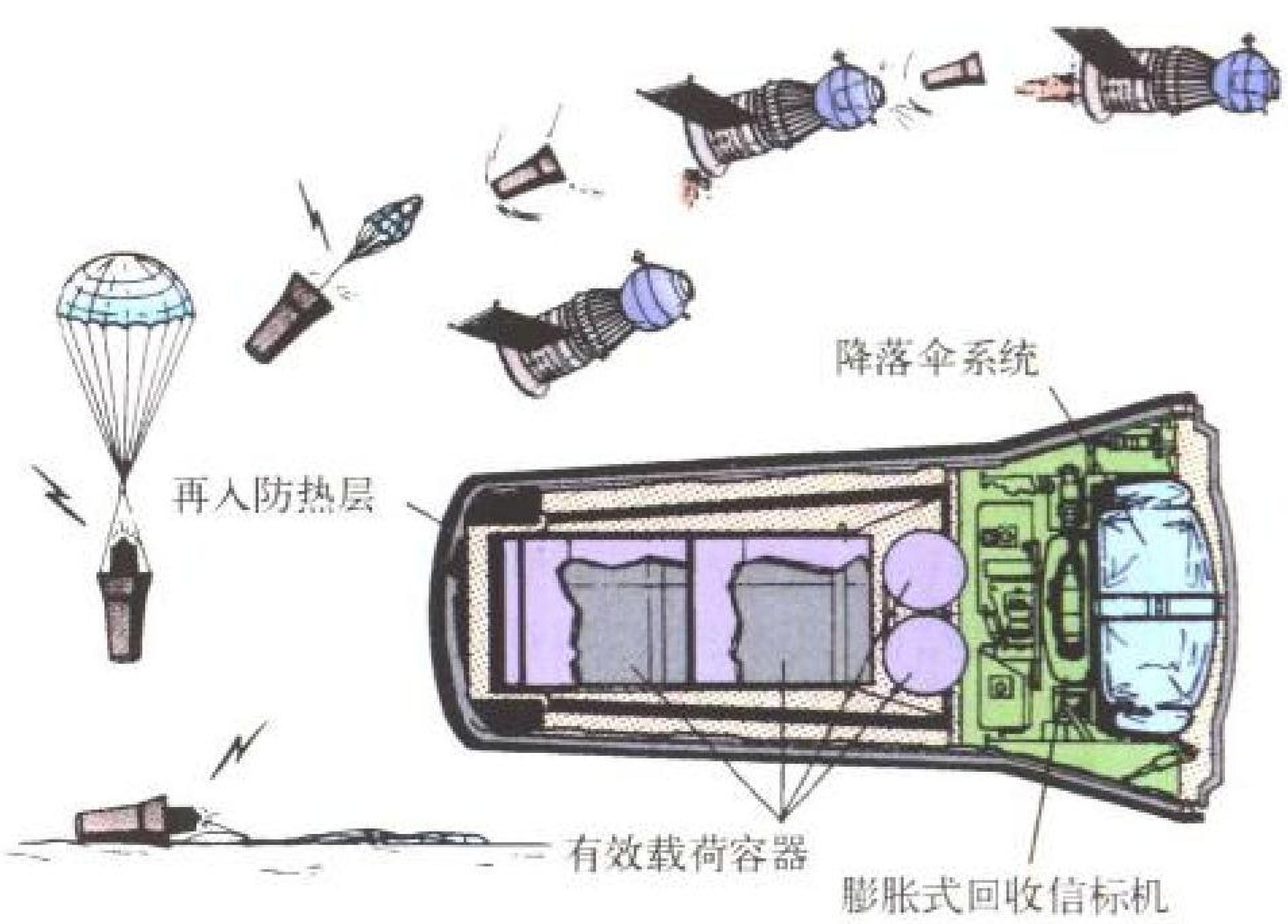
垂直装填系统　vertical loading system　用以将导弹垂直装入发射筒的装填系统。这是海基战略导弹常用的一种装弹方式，通常用装填筒来完成。装填筒由筒体、导向架、提升机和过渡段组成。筒体可做成整体式，亦可做成分体式结构。导弹在技术区装入筒体内。导向架与弹体相连，再与提升机相连，具有吊载和导向功能。提升机是一种特种起重机，装在圆形结构架内，结构架与筒体相连。已装弹的装填筒在技术区转载至公路车上，经公路运输至装填码头，再用起重机翻转呈垂直状态，与发射筒对接，将导弹装入发射筒内。退弹时，由提升机配合将导弹吊出发射筒。

（撰写：胡德礼　审订：包元吉）

C

chuizhi zhuolu

垂直着陆　vertical landing　返回器或再入器在地球或其他星球上着陆(水)时速度方向与着陆(水)点水平面接近于垂直的着陆(水)。垂直着陆(水)在技术上比水平着陆相对简单易行。弹道式和半弹道式返回器和弹道式再入器一般都采用这种着陆(水)方式。在星球有大气层并可使用降落伞的情况下，所用的



货运飞船返回舱返回着陆过程

降落伞都是升阻比$C_L/C_D \approx 0$的圆形伞。其缺点是落点不能控制，散布大。迄今为止，世界上的返回器大多采用这种方式，我国返回式卫星的返回舱采用的也是这种着陆方式。

（撰写：陈国良　审订：李大耀）

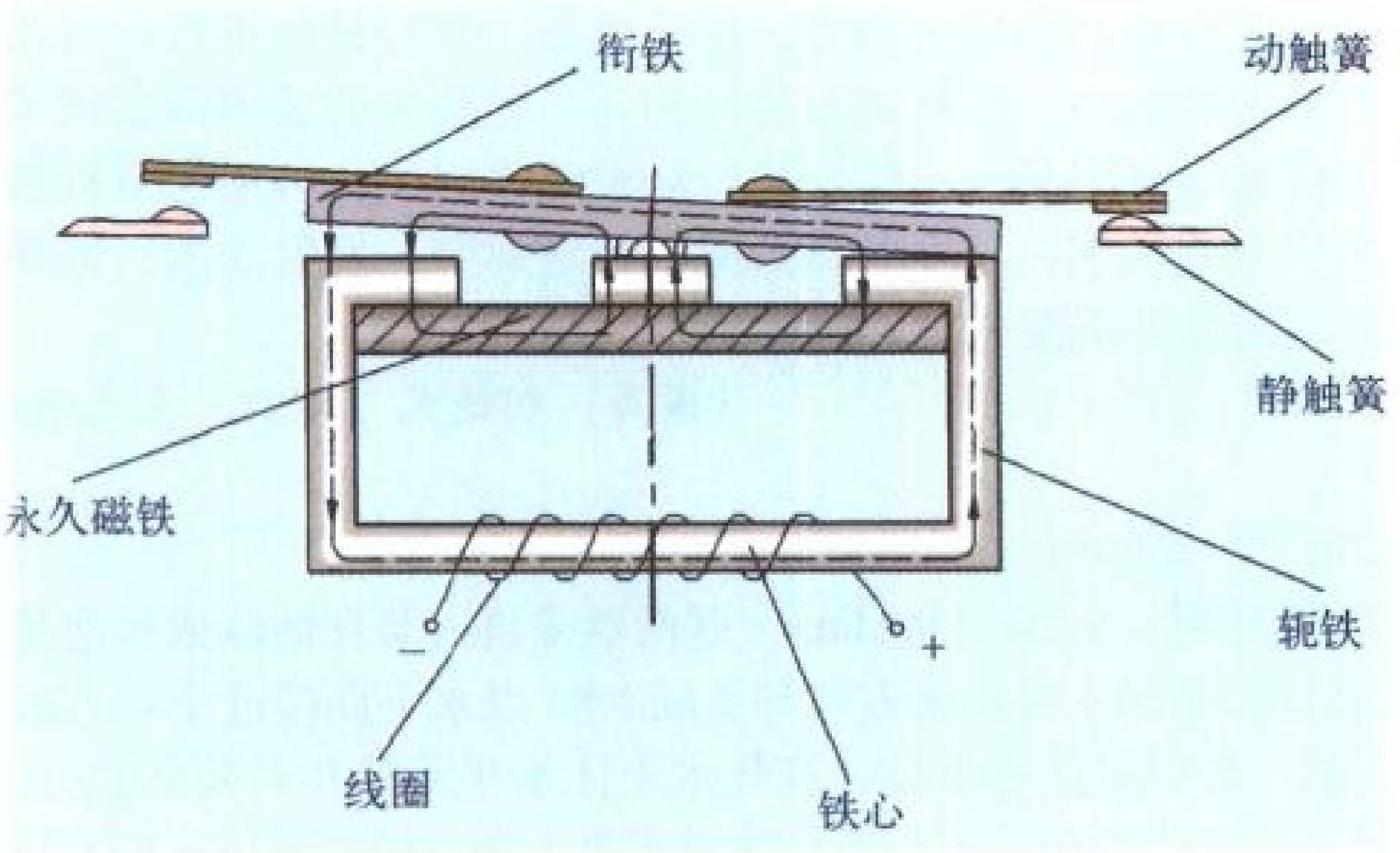
chuizhi zongzhuang ceshi changfang

垂直总装测试厂房　vertical assembly and test building　航天发射场技术区内用于完成运载火箭上仪器单元测试、组装、分系统测试及火箭和有效载荷起竖、垂直对接、总装和综合测试的建筑物。该厂房主要由起竖厅、测试厅、电源间及若干测试工作间组成。起竖厅供起竖运载火箭箭体及有效载荷使用。厅内配双钩桥式吊车。测试厅内的测试工位停放活动发射平台，在全箭各部段工作舱口及有效载荷工作舱口相应部位设工作台和专用仪器，各层工作台有连接方便的交流电源和测试接地用螺桩。在箭体各推进剂贮箱溢出口的相应部位设有排气接口及排气管路，以将箭体内的废气排出厂外。厂房内按要求配置遥测、控制、外安、故障检测和有效载荷等系统的电源间、测试工作间及动力系统、配气系统、活动发射平台和总装等工作间。厂房内配有相应的空调、净化、照明、防静电、防雷、消防和通信等设施。

（撰写：李玉祥　审订：周载学）

cibaochi jidianqi

磁保持继电器　magnetic latching relay　又称磁闭锁继电器。利用硬磁材料产生的永久磁通，使衔铁在线圈断电去除激励后仍能将触点保持激励状态的继电器。它可制成单线圈控制，正、负脉冲激励；也可制成双线圈控制，正脉冲激励。当输

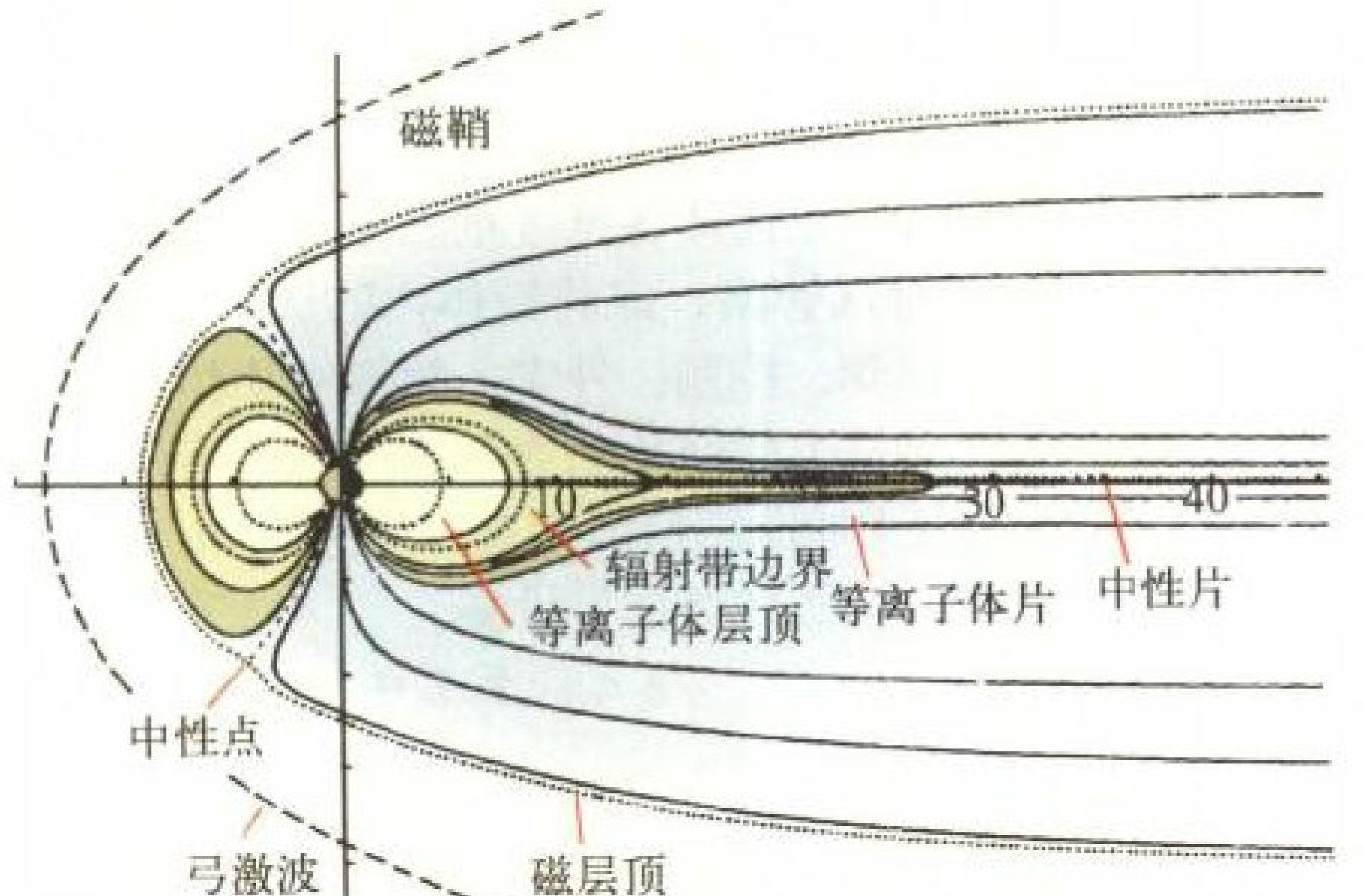


磁保持继电器

入脉冲幅度大于继电器的动作电压，脉冲宽度大于继电器的动作时间，即可转换。图示为单线圈控制，正、负脉冲激励的一种磁保持继电器的磁路，虚线箭头表示由通电线圈产生的工作磁通，实线箭头表示永久磁铁产生的极化磁通。磁保持继电器具有以下特点：(1) 脉冲动作：只需在线圈中通以一定方向、一定宽度和一定幅度的脉冲，即可实现工作状态的转换，线圈不必长期通电，消耗电能很少；(2) 具有极性：衔铁运动方向取决于线圈电流的方向；(3) 永磁保持力大，耐受恶劣力学环境；(4) 灵敏度高；(5) 动作速度快。磁保持继电器一般采用密封式或封闭式封装结构，以防止永久磁铁吸附铁磁微粒而影响其正常工作。它在能源有限、环境条件恶劣的航天、航空等领域中广泛应用。（撰写：赖自白　审订：刘筱洲）

ciceng

磁层　magnetosphere　超声速的太阳风与行星（如地球）磁场相互作用而形成的、该行星磁场起控制作用的空间，叫该行星的磁层，它控制着该区内带电粒子的运动和分布。太阳风与地磁场相互作用而形成的、为太阳风所包围的地磁场起控制作用的空间，叫做地球磁层，通常简称为磁层。地球磁层的外形尺寸和内部地磁场位形（见图）由太阳风与地磁场特性共同决定。磁层中充满着等离子体。根据磁场和等离子体分布特性，磁层由磁鞘、磁层顶、等离子体边界层、磁尾、中性片、等离子体片及等离子体层等部分构成，向日面磁层顶距地心约为10个地球半径，背日面磁尾长达1000个地球半径以上。在近地空间运行的航天器都会受到不同区域磁层环境的影响，因此它是重要的航天器环境。



地球磁层的外形和内部地磁场位形

（撰写：古士芬　审订：都亨）

cicengbao

磁层暴　magnetospheric storm　又称磁暴。整个地球磁层持续十几小时至几十小时的强烈扰动现象。表现为当太阳风高速流形成的激波扫过地球时，磁层被压缩，磁层内对流电场增强，环电流粒子增多，等离子体层收缩，地磁场发生强烈扰动，它是地磁场的一种全球几乎同时发生的强烈扰动现象。磁层暴的总效果是地面地磁场减小。它是一种与人类各种活动密切相关的常见现象。磁层暴与太阳活动紧密相关，在太阳活动增强时可以一个月发生多次磁层暴，部分磁层暴有27天的重现性。在大磁暴发生时，连带的多种环境扰动会造成地面供电系统的故障，航天器的异常等。因此它不仅是空间物理学主要的研究现象，也是空间环境科学、空间环境预报所非常关注的研究内容。

（撰写：付竹风　审订：古士芬　都亨）

ciceng yabao

磁层亚暴　magnetospheric substorm　简称亚暴。地球磁层的一种激烈而频繁的扰动现象。它表现为磁尾和高纬地区夜半侧所发生的光、电、磁和等离子体等多方面的复杂的强扰动现象，主要扰动区有磁尾、等离子体片、极光带及附近的电离层，持续时间为1～2 h。根据磁层亚暴的主要表现形式，可将它们分别称作磁亚暴、极光亚暴和电离层亚暴。亚暴是南北半球共轭的。整个亚暴过程中磁尾的磁扰和等离子体一直有剧烈的起伏，它起因于磁场和太阳风的相互作用。亚暴活动与太阳风行星际磁场密切相关，但关系复杂。亚暴又可分为孤立亚暴和多发亚暴，后者发生的时间间隔无规律。亚暴是影响航天器和地面供电系统等的重要空间物理和环境现象，亚暴发生时可引起热等离子体注入到地球同步轨道上，可能会引起地球同步轨道航天器高充电效应，造成航天器异常或故障。因此对磁层亚暴的认识水平，关系到对重要航天环境进行预报的有效性。

（撰写：付竹风　审订：古士芬　都亨）

cidai jiluqi

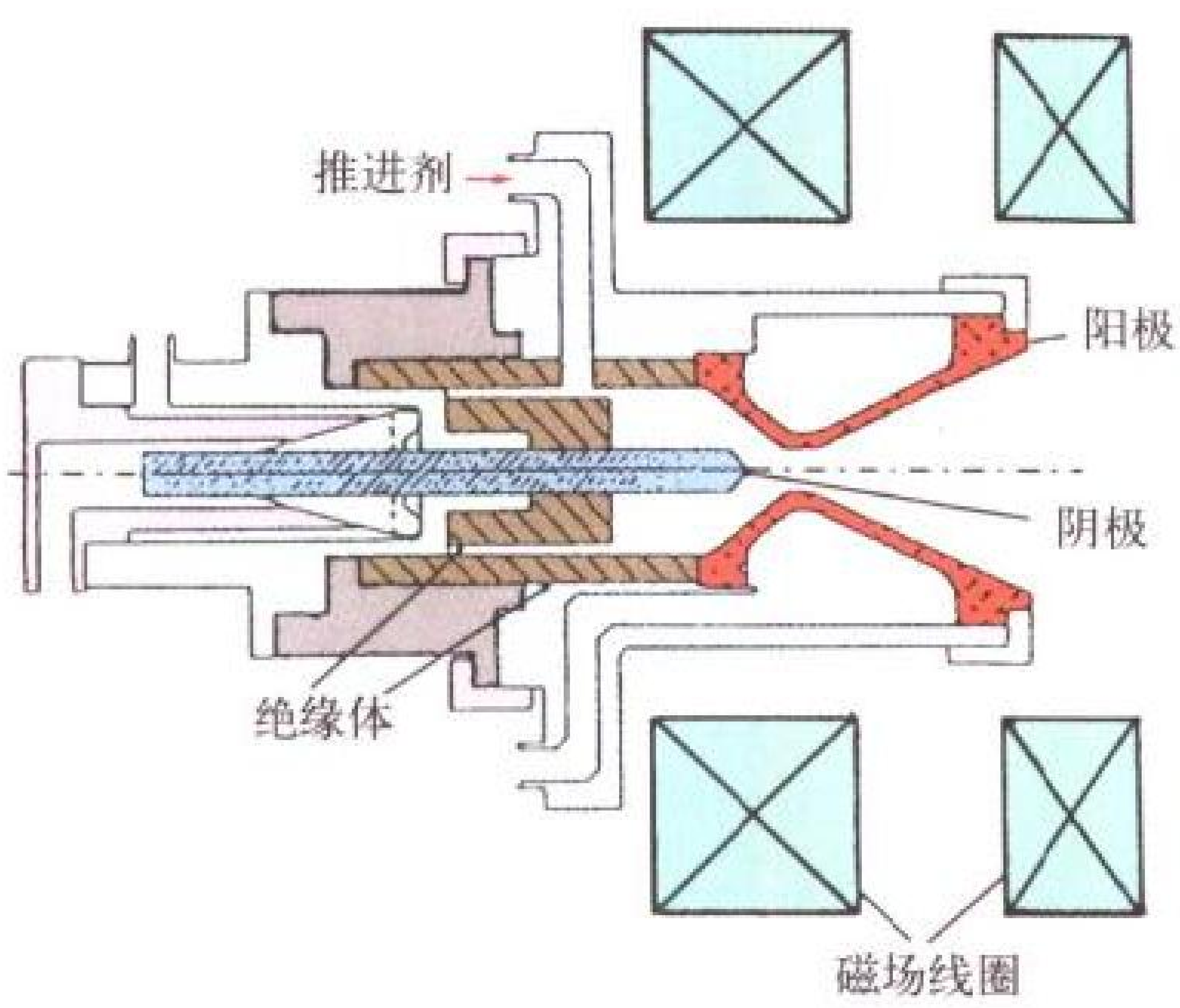
磁带记录器　magnetic tape recorder　又称磁带机。以磁带作为记录媒体的一种信息存储设备。它由磁头、磁带、磁带传动机构及电子线路组成。磁带记录器的电子线路包括控制、信息转换、纠错编码、译码及接口整形变换电路等。磁带记录器一般可分为地面用和航天用两大类。两类设备工作原理与功能基本相同。但是，航天用产品要求有高抗震强度和抗辐照性能，运带机构密封，长寿命、高可靠性，体积小、功耗低，一般不可更换磁带等，其结构设计与温控环境要求与地面使用设备有极大差别。地面用磁带记录器不能直接或改装后用作航天用磁带记录器。航天用数字磁带记录器的记录容量范围从几兆比特至几千兆比特不等，速率可达每秒几百兆比特。早在20世纪70年代它已广泛用在航天领域，我国也在80年代初开始在卫星上使用。90年代我国研制的大容量、高速率磁带记录器已在我国的航天任务中成功地应用，并达到了同期国际先进水平。

（撰写：刘辰华　审订：姜林山）

cidengliziti dongli fadongji

磁等离子体动力发动机　magnetoplasmadynamic (MPD) engine　又称磁等离子体动力推力器。用直流电弧放电使推进剂离化产生的等离子体，经磁场加速喷射而产生推力的一种等

离子体发动机。推进剂常用肼、氩、氦和氨。等离子体的加速形式有自感磁场和附加磁场两种。前者通过同轴的阴极与阳极间的径向放电电流产生偏转磁场，将等离子体加速喷出。后者附加了外部磁场，当放电电流横截磁场时，等离子体受洛仑兹力作用而加速喷出。放电电流较低时，发动机效率很低，故通常所需电源功率很大（数千瓦以上）。按运行方式可分为准稳态磁等离子体动力发动机和稳态磁等离子体动力发动机。前者高压点火放电持续时间为毫秒数量级，后者可以连续工作。由于电源功率的限制，目前主要开发准稳态磁等离子体动力发动机，处于实验室研究阶段。主要特点是推力密度大，结构简单，体积小，比冲高（20000～50000 N · s/kg），但效率较低（低于30%）。适用于大型航天器大速度增量的主推进。



磁等离子体动力发动机原理图

（撰写：黄良甫　审订：胡永年）

cijingri he ciraori

磁静日和磁扰日　magnetic quiet day and disturbed day　每个月中地磁场相对宁静的5天，即磁扰动最小的5天称为该月的磁静日，以Q表示。而每个月中扰动最大的5天为磁扰日，以D标记。这相对宁静5日和扰动最大的5日的选取是依据每日的8个K_p指数的和ΣK_p、8个K_p指数的平方和ΣK_p^2、最大K_p指数K_{pmax}来确定每日地磁扰动程度，并进行相互比较确定的。显然，它取决于每月出现的地磁扰动情况，不同月份的磁静日和磁扰日之间地磁扰动程度可以相差很大。

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

cilijuqi

磁力矩器　magnetic torquer　产生偶极子磁矩的装置。航天器的磁矩与其所在处的地磁场相互作用产生磁控力矩，用以对航天器进行姿态控制或动量管理。一般有空心线圈与铁心线圈两种。空心线圈产生的磁矩$\boldsymbol{M}$为

$$\boldsymbol{M}=N(IA)\boldsymbol{n}$$

式中 I为流经线圈的电流强度；A为线圈围成的面积；N为线圈匝数；$\boldsymbol{n}$为线圈平面的法向单位矢量。铁心线圈产生的磁矩为

$$\boldsymbol{M}=\mu N(IA)\boldsymbol{n}$$

式中 μ为铁心磁性材料的导磁率。磁力矩器通常与角动量交换装置或重力梯度杆配合使用。特别是对飞轮进行磁卸载已被广泛采用。磁力矩器的主要缺点是不能同时提供三轴的控制力矩。实际上，其力矩方向必与当地地磁场强度矢量垂直。

（撰写：严拱添　审订：吕振铎）

ciqiangji

磁强计　magnetometer　矢量型磁敏感器。用于测定地磁场的大小与方向，即测定航天器所在处地磁场强度矢量在本体系中的分量。通过与地磁场理论模型由轨道实时计算推得的强度矢量（在轨道坐标系）对比，并经过滤波算法便可独立地给出航天器姿态的完全信息。该敏感器的主要问题是：(1) 定姿精度不高。目前的精度超不出1°。这主要是由于地磁场模型精度受限制及星上残余磁场的影响；(2) 只能在中低轨道高度范围内使用，对高轨道航天器，除非磁洁净环境非常理想且磁强计本身精度很高才有应用的可能。磁强计由探头及电子线路组成。探头根据测量原理分为两类：(1) 量子磁强计。基于塞曼分裂或核磁共振原理，因技术复杂、功耗大未被广泛应用；(2) 感应式磁强计。基于法拉第感应定律原理，又分搜索线圈式和磁通门式。后者得到广泛应用，特别是在小卫星中或作为大卫星的备份敏感器。双铁心磁通门磁强计的原边线圈在两铁心上反向缠绕，通交流电时在副边线圈感应电压输出为零。当存在外磁场时，副边线圈输出电压与外磁场大小成正比并反映外磁场极性的电压。若在航天器上沿3个正交轴分别安装3个单轴磁通门式磁强计，便可测得地磁强度矢量在本体系的三轴分量。磁强计具有质量小、体积小、功耗低且无活动部件、不受视场限制等特点，已被广泛应用。

（撰写：严拱添　审订：王存恩）

cubuhuoma

粗捕获码　coarse acquisition code　GPS卫星发送导航信息用的一种精度较低的编码方式。在轨工作中的每颗GPS卫星都不断地向地面或空中用户发射一对L波段的伪码扩频信号。载波分别为L1：1575.42 MHz，L2：1227.60 MHz。它们都载有导航信号和导航电文。导航信号编码方式分为粗捕获码（C / A码）和精确码（P码）两种。C / A码的码速率较低，为1.023 Mbps，每毫秒重复一次，用来快速捕获导航信号，故称为粗捕获码。其定位精度30 m，对于非授权用户，由于施加了人为干扰技术，定位精度将下降为100 m左右。GPS原为军民两用技术，其发展的趋向是军民分离。C / A码专作民用，更大规模地与俄罗斯和欧洲的导航定位卫星系统争夺和控制全球市场，以取得最大的经济效益，美国军方则对其国内和国际民航组织的广域差分系统加以干预和控制，以防止潜在的敌方军用。

（撰写：葛之江　审订：常际军）

cuihui gailü

摧毁概率　kill probability　又称毁伤概率或杀伤概率。是在给定射击条件下，导弹毁伤目标可能性的大小，一般以百分数表示。它取决于命中概率和目标易损性，与战斗部威力、目标生存能力等有关，是评定导弹系统效能的一个重要指标。单发导弹攻击单个目标时，影响目标摧毁概率的因素有：导弹的命中精度和可靠性、战斗部威力和相对于目标的交会姿态、导弹和目标的相对速度、引信—战斗部配合准确度、目标的大小和易损性、作战条件（干扰、地形、气候等）。n发导弹在同样条件下射击同一目标的摧毁概率为

$$P_n=1-(1-P_1)^n$$

式中 P_1为单发摧毁概率。　（撰写：成楚之　审订：金玉华）

cuihua

脆化　embrittlement　又称脆变。高分子及其充填复合材料变脆、变硬、失去弹性的现象。固体推进剂有湿脆变和低温

脆变两种类型。湿脆变是聚醚聚氨酯推进剂暴露在高的相对湿度大气之后，丧失其低温应变能力的现象。当粘合剂溶有少量水时，会促使氧化剂NH_4ClO_4溶解于粘合剂，这样就会发生湿脆变，在低温下尤其严重，使粘合剂变脆而丧失弹性；当推进剂进行干燥除水后，聚氨酯推进剂的这种脆变行为便会消失。低温脆变是粘合剂相（如丁腈共聚物或氢化聚丁二烯等）或增塑剂（如三羟甲基乙烷三硝酸酯或硝化甘油等）在低温下发生部分结晶而使固体推进剂变脆的现象。一般要求固体推进剂采用低温下难结晶或不结晶的聚合物材料作粘合剂，采用含低温难结晶的丁三醇三硝酸酯（BTTN）的混合硝酸酯（如NG／BTTN=1/1）。当温度降到高分子粘合剂的玻璃化温度或脆化温度以下，推进剂中粘合剂的分子运动处于玻璃态时，也会产生脆变。（撰写：王北海　审订：李谨卫）

cunchu yu zhuanfa

存储与转发 store-and-forward 将获取的信息存放在记录装置内并在适当时候再发送出去的过程。例如，中低轨道的地球遥感卫星飞经所属地球站上空时，就把记录存储的数据发回地球站。所发数据是卫星在该地球站视界之外的地球轨道上，通过遥感装置和记录仪器获取的。地球站收到数据后，或将数据再记录下来，或实时传送给相关数据处理中心处理。如果一个国家具备星间通信链路系统，那么，地球遥感卫星所获数据信息就可通过地球站与数据中继卫星构成的实时链路传回，而不必在星上进行记录存储，也就不存在转发的问题。存储数据用的记录器有磁带、磁盘及光盘等，视数据多少可选择不同类型和不同容量的记录器。

（撰写：邝振勋　审订：郑松辉）

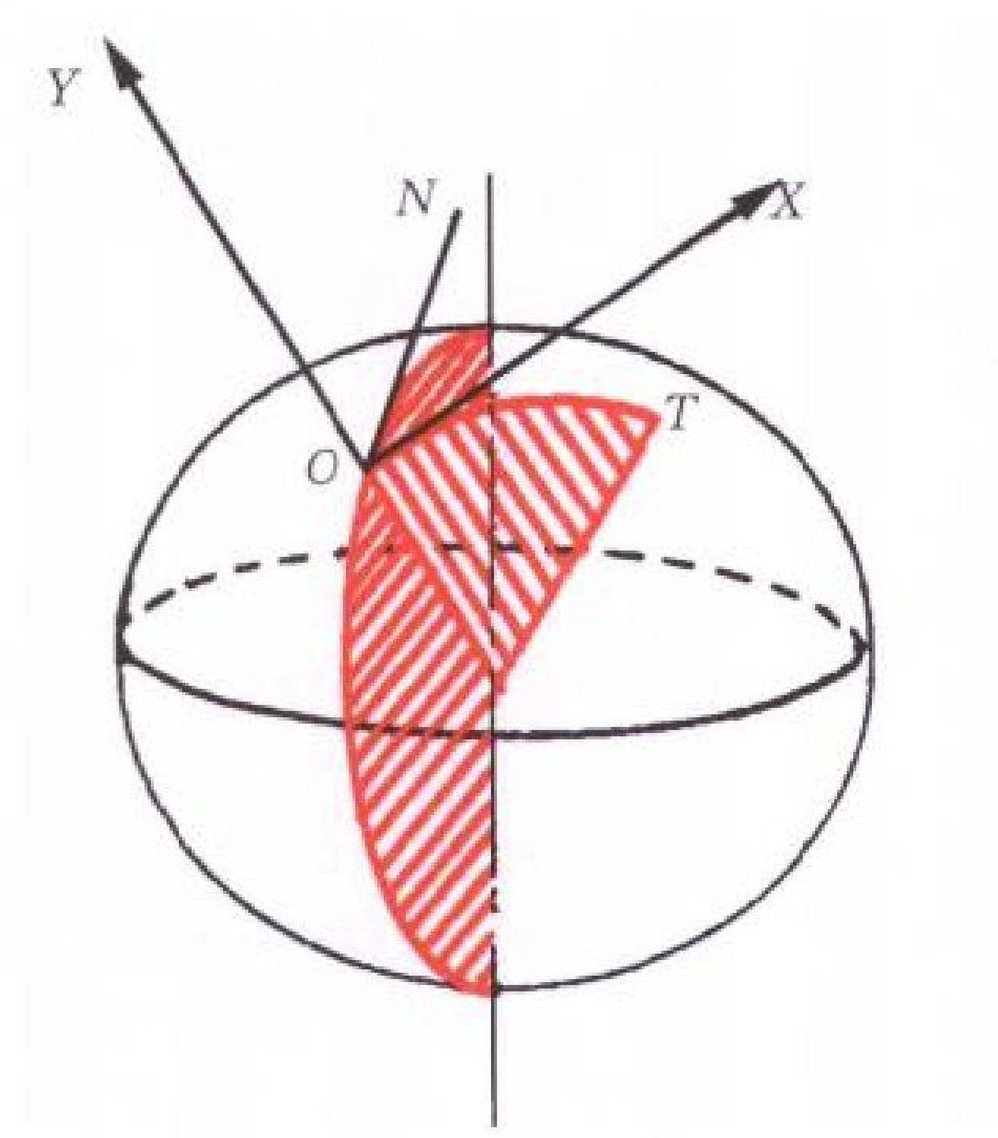


dachidu xingxingji cichang

大尺度行星际磁场 large-scale interplanetary magnetic field 宁静太阳时的行星际磁场。该磁场是一种平均性质的大尺度扇形结构的螺旋场。这是因为宁静太阳时的行星际磁场在太阳赤道面内为阿基米德螺旋形状（参见*行星际磁场*的附图），但是由于太阳上存在的各种活动或其他随机扰动所产生的随机场的影响，使得实际行星际磁场的磁力线有所改变，而只能是平均的、约略的阿基米德螺旋线。（撰写：古士芬　审订：都　亨）

dadi fangweijiao

大地方位角 geodesic azimuth 观测点大地子午面同观测点参考椭球面法线与被观测点组成的平面之间的夹角。它以相应的子午线真北为基准，沿顺时针方向由0°～360°计量。若将地球视为圆球，大地方位角也可表述为观测点处大地子午线指北方向与观测点到被观测点的大地切线方向的夹角。远程弹道导弹的射击方向，是由发射点大地子午面同发射点参考椭球面法线和发射方向构成的平面之间的夹角所定义的，称为射击方向的大地方位角。大地方位角用于指示目标方位、准备射击诸元和导航等。



大地方位角示意图

O—观测点；T—被观测点；$\angle NOX$—点T的大地方位角。

（撰写：郝文斌　审订：魏其勇）

dadi shuizhunmian

大地水准面 geoid 一个假想的、与静止海水面相重合的重力等位面，以及这个面向大陆底部的延伸面。它是高程测量中正高系统的起算面。大地水准面同平均地球椭球面或参考椭球面之间的距离（沿着椭球面的法线）都称为大地水准面差距。前者是绝对的，也是唯一的，后者则是相对的，随所采用的参考椭球面不同而不同。按照通常的说法，大地水准面是平均海水面及其在全球大陆的延伸的水准面。它是连续的、闭合的曲面。实际上平均海水面不是等位面，依据平均海水面来定义大地水准面是不精确的。因此，用重力水准面来定义大地水准面是比较科学的。空间技术在测定大地水准面方面发挥着重要的作用，其中包括GPS、雷达测高、激光测距、卫星跟踪、重力梯度测量等技术。

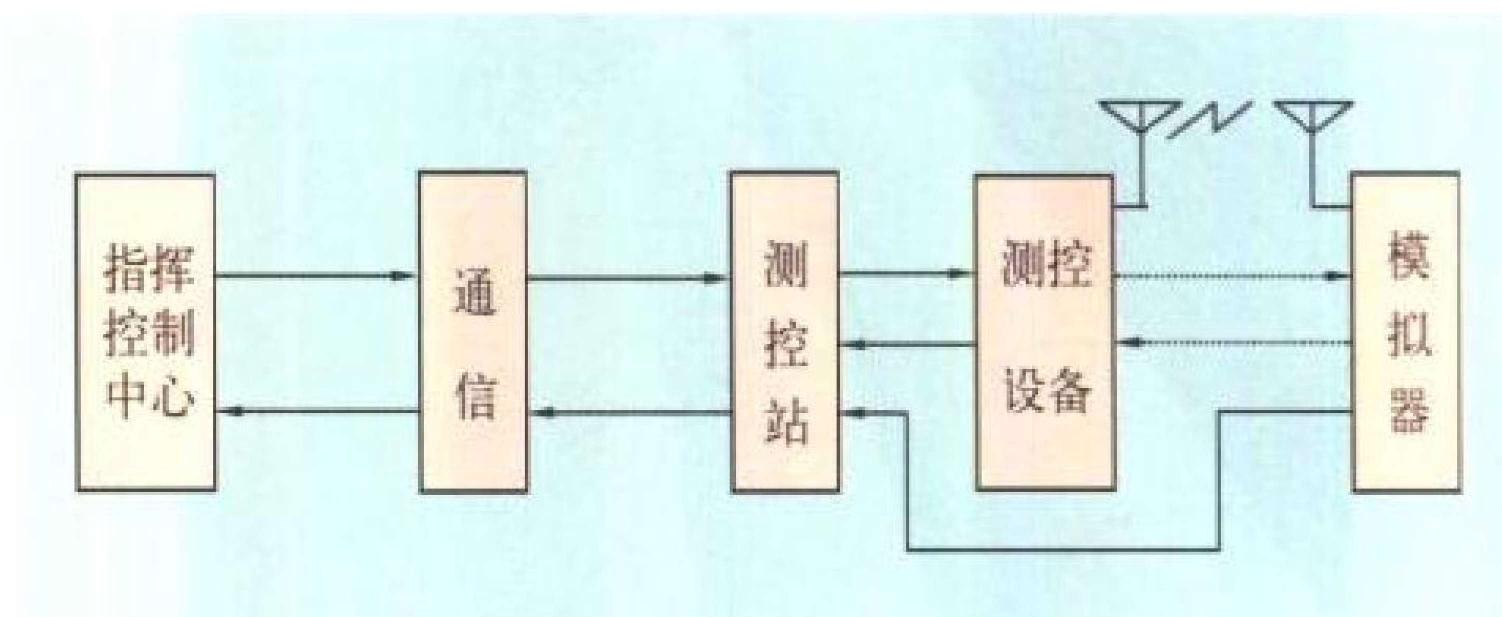
（撰写：刘品雄　审订：常际军）

dagonglü weiboyuan jishu

大功率微波源技术 high power microwave source technique 利用大功率微波源的定向辐射能量对军事装备的电子设备进行攻击，使其高灵敏度前端部件产生永久性毁伤的技术。在反卫星武器系统中，它是一种有源攻击技术。利用大功率微波源技术微波定向性好的特点，可以研制一种大功率微波发射装置，用强信号使军事卫星上的接收机过载，达到瞬时和永久性破坏的目的。此项技术对毁伤其他军事装备也有广泛应用前景。（撰写：吴开林　审订：葛之江　刘品雄）

dahuilu yanlian

大回路演练 full loop exercise 利用飞行器模拟器与地面测控系统构成天地一体化测控回路，进行仿真试验的过程。航天器指挥控制中心（或测控站、测量船）按实战的硬件、软件环境，根据飞行器测控程序和测控计划向飞行器模拟器发送遥控指令（含注入数据），接收飞行器模拟器仿真的遥测、外测数据，从而监视飞行器的工况，确定飞行器的轨道和姿态，并可进行轨道控制和姿态控制等项工作，还可以对航天器主要故障以及地面测控系统应急处理进行仿真。大回路演练可按飞行器飞行阶段进行全过程演练，也可对某些飞行段落重



大回路演练示意图

点演练；可按1：1的时间演练，也可加速进行。通过这种对任务操作过程的模拟演练，可检验地面测控系统的硬件和软件设备，检验天地之间的射频、视频、遥控和遥测格式等接口，培训指挥人员和设备操作人员。

（撰写：李卓英　审订：刘志逵）

dalishen xilie yunzai huojian

“大力神”系列运载火箭 Titan series launch vehicle 美国的系列运载火箭。该系列由“大力神”2洲际弹道导弹发展而来，1964年4月8日首次发射，曾用于发射美国“双子星座号”载人飞船、政府的军用和民用卫星、空间探测器以及商业卫星。该系列由“大力神”2、“大力神”3、“大力神”34、



图 1 “大力神”运载火箭在发射场

“大力神”4和“商用大力神”3等型号和子系列组成，目前正在使用的有“大力神”2和“大力神”4。“大力神”系列运载火箭在卡纳维拉尔角和范登堡空军基地发射。“大力神”2又称2G型或2SLV型，是用退役“大力神”2导弹改装成的。改装后的两级运载火箭主要用于发射电子情报卫星、军事气象卫星和政府的有效载荷。“大力神”4捆绑两台大型固体火箭助推器，可选用固体“惯性上面级”和“半人马座”低温上面级，也可不带上面级。它是美国国防部发射重型有效载荷的主力运载火箭，分为4A型和4B型，目前使用的是4B型。4B型对固体火箭助推器加以改进，地球同步转移轨道运载能力为5.8 t（配备“半人马座”上面级时），低地轨道运载能力为21.9 t。“大力神”4于1989年6月14日首次发射，截至2000年底共发射30次。截至2000年底，“大力神”系列运载火箭已发射208次，失败17次，成功率91.8%。

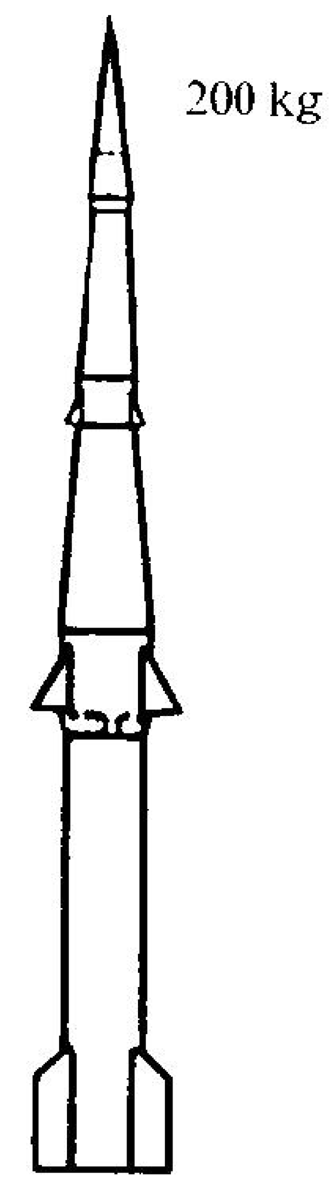


图 2 “大力神”4运载火箭

（撰写：孙广勃　审订：李双庆）

daqicengnei gaokong fangyu lanjiedan

大气层内高空防御拦截弹　High Endoatmospheric Defense Interceptor (HEDI)　美国SDI计划中设想在大气层内拦截洲际和远程战略弹道导弹的地基拦截导弹。HEDI拦截弹由三级固体助推火箭和一个称为“动能杀伤飞行器”（KKV）的弹头组成。第一级助推火箭用“斯帕坦”反弹道导弹的第一级助推火箭；第二级助推火箭用“斯普林特”反弹道导弹的第一级助推火箭，但去掉了原有的推力矢量控制系统，增加了4个固定的控制舵和一个与第一级连接的过渡段；第三级助推火箭用“斯普林特”反弹道导弹的第二级助推火箭。HEDI的作战距离约为80 km，作战高度约为60 km；制导体制采用惯性制导+指令制导+红外寻的制导；发射方式为滑轨发射；发射质量约10 t；最大速度12 *Ma*；战斗部采用常规装药破片杀伤战斗部，引信为近炸引信。HEDI武器试验系统除拦截弹外，还包括预警系统、地基雷达以及BM/C³系统。HEDI计划始于1983年，于1992年左右终止。其间共进行了3次试验，取得了大量试验数据。计划终止后，所取得的成果提供给“战区高空区域防御”（THAAD）系统及其他相关项目使用。



试验型HEDI拦截弹的总体结构

（撰写：谭学习　雷朝阳　审订：王毓兰）

daqicengwai qingxing shedan

大气层外轻型射弹　Lightweight Exoatmospheric Projectile (LEAP)　美国研制的第二代“动能杀伤飞行器”（KKV）。为发展大气层外用的轻型动能弹头技术，美国国防部提出了该项计划。美国陆军和空军分别与休斯公司和波音公司开展LEAP计划。LEAP比第一代KKV轻一个数量级。LEAP的主要特点是采用惯性+指令修正和末段红外寻的制导方式。其中休斯公司的LEAP采用一个大口径的128×128元的中波红外凝视焦平面阵列导引头，推进系统是4台十字形配置的自燃型轨控发动机和8台极高速的姿控发动机。LEAP的飞行速度可达4.8 km/s。目前，美国海军正在计划将LEAP与“标准”导弹结合，用于海军全战区防御系统。

（撰写：李　辉　审订：王子滨）

daqi chengfen kongzhi

大气成分控制　atmosphere composition control　乘员舱大气的氧、氮比例调节。乘员舱大气中氧、氮比例的控制首先是保证氧气成分在额定范围内。地面大气中，氧分压为21.3 kPa，氮气为稀释气体，用来维持总压力为101 kPa。美国载人飞船的乘员舱大气为单一的氧气成分，这带来了危及航天员生命安全的不安全因素。早期的“阿波罗”飞船曾于发射前发生火灾事故并导致3名航天员丧生。此后，规定地面检查和发射时使用氧、氮混合大气成分，其中氧占60%，氮为40%，称为发射大气。大气成分的标准与控制需要考虑可能影响乘员安全的几种因素：(1) 舱内大气成分生理上的可接受性；(2) 能减少火灾危险；(3) 硬件与大气成分相容性及工作性能；(4) 可能给乘员带来的操作程序上的改变。纯氧大气具有低漏泄、低质量、便捷出舱活动等优点。即使增加稀释气体的时间很短，也会给航天员出舱前预呼吸的出舱准备程序带来复杂性。

目前的大型载人航天器都使用与地面基本相同的大气成分，虽然利弊兼有，但已为国际上普遍采纳和接受。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

daqi chuanshu lilun

大气传输理论　atmospheric transmission theory　研究红外辐射和大气相互作用的理论。包括吸收、散射、折射和湍流的影响情况。大气特性（压力、温度、密度及各种成分的含量）随时间、地点以一种极为复杂的方式变化，因此辐射在大气中传输受到的影响也是相当复杂的。红外辐射的大气衰减主要表现为吸收和散射。吸收主要指分子吸收和溶胶吸收，一般均属选择性吸收。其中以水蒸气、CO_2和臭氧为主，CO、氧化氮和甲烷对远距离传输也表现出稍强的吸收。散射主要是分子散射和溶胶散射，性质有瑞利散射、米氏散射和无选择散射等。大气中的霾和雾分子散射也对辐射产生衰减。大气湍流则使辐射在传输中发生折射和闪烁散射，引起辐射强度起伏，类似噪声效应。大气传输理论的研究尽管复杂，但学者们在总结了许多理论分析和测试结果的基础上，建立了多种描述大气传输的数学模型供工程系统使用，而且随着研究的不断深入，其数学模型和计算软件已经相当完善。目前提供的版本是LOWTRAN 7，它是一种比较完整计算低光谱分辨率、大气透过率和辐射的程序。

（撰写：符文龙　审订：孙再龙）

daqi chuangqu tongdao

大气窗区通道　atmospheric window channel　电磁波谱范围选在大气吸收带之间，没有或很少有大气吸收的遥感器通道。大气窗区通道主要用于探测云层、地表和海表的特性。常用的大气窗区通道有光谱范围位于可见光波段的通道，位于0.86 μm附近的近红外通道，位于1.6 μm、2.1 μm、3.8 μm附近的短波红外通道，位于10.5～12.5μm的长波红外通道和位于6 GHz、10 GHz、18 GHz、23 GHz、36 GHz、89 GHz、150 GHz附近的微波通道。在大气窗区，实际上仍然存在大气分子、气溶胶、云雾以及降水的水滴和冰晶粒子等对辐射的吸收和散射，形成对探测数据的污染。在许多应用中，大气修正已成为一项重要而又相当困难的课题。另一方面，也可利用不同波段的窗区通道中大气吸收和散射的不同，反演水汽、气溶胶、云水含量和降水等大气参数。

（撰写：范天锡　审订：方宗义）

daqi dianchang

大气电场　atmospheric electric field　存在于大气中而与带电物质产生电力相互作用的物理场。晴天大气中始终存在指向朝下的垂直电场，表明大气相对于大地带正电荷，而大地带负电荷，大气电学中将这种指向的电场规定为正电场，水平方向的电场可略而不计。大气和大地携带异性电荷是晴天大气电场的成因。晴天无云天气的电场，即晴天电场是大气电场的正常状态，常用作为参考电场。晴天电场值随地点而异，存在着随纬度而增大的纬度效应。晴天大气电场随高度的分布也因时、因地而异，尤其是在陆地上，其分布规律较为复杂。不过通常晴天大气电场具有随高度增加近似呈指数规律递减的分布特性，但即使在同一时刻，在不同的高度范围内其随高度的分布规律也不尽相同。就全球平均而言，在陆地上为120 V/m，在海洋上为130 V/m，工业地区由于空气高度污染，场强值会增至每米数百伏。晴天电场具有日和年两种周期变化。在海洋和两极地区电场日变化与地方时无关，在格林尼治19时出现极大值而于4时左右出现极小值，呈现一峰一谷的简单形状，变化振幅可达平均值的20%。但对大多数陆地测站则电场日变化取决于地方时，通常存在着两个起伏，地方时4～6时与12～16时出现极小值，而7～10时与19～21时却出现极大值，变化振幅可达平均值的约50%。这种变化与近地层粒子的日变化密切相关。在海洋上，电场的年变化不明显；而南北半球的陆地测站，在当地冬季出现极大值，夏季则出现极小值。此外大气电场还有许多非周期性变化，它与气象要素的变化有一定关系。

（撰写：孙景群　审订：田剑华　郗　亨）

daqi feixing huanjing

大气飞行环境　atmospheric spaceflight environment　指航天器飞行中遭遇的中性大气环境。大气飞行环境中对航天器影响最大的因素有高层大气密度和原子氧。高层大气密度对近地轨道飞行体的阻力特性和力矩特性有很大的影响，主要是会引起轨道衰变和姿态改变，导致空间飞行体再入大气。

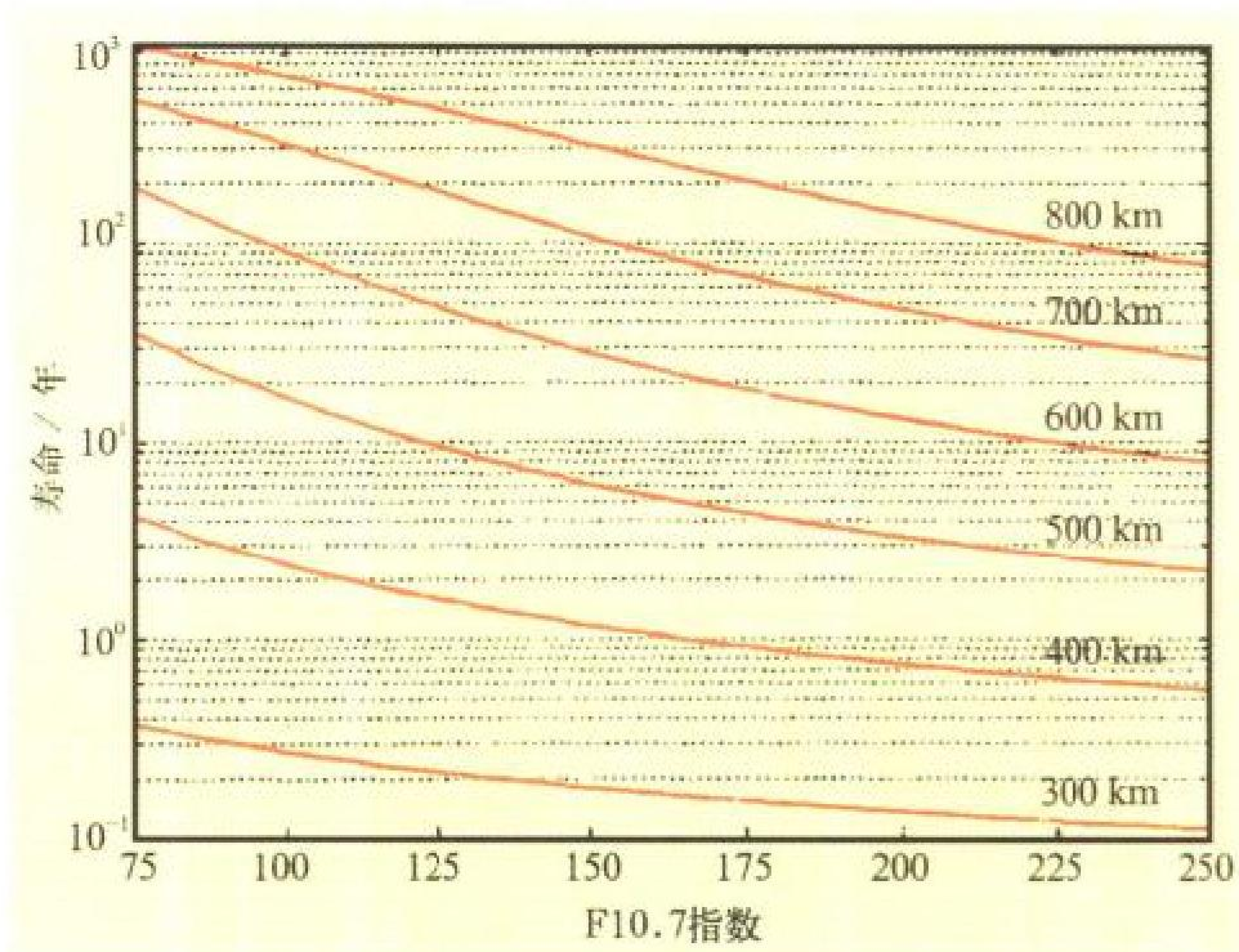


图1　不同初始高度圆轨道卫星的寿命随F10.7大小的变化

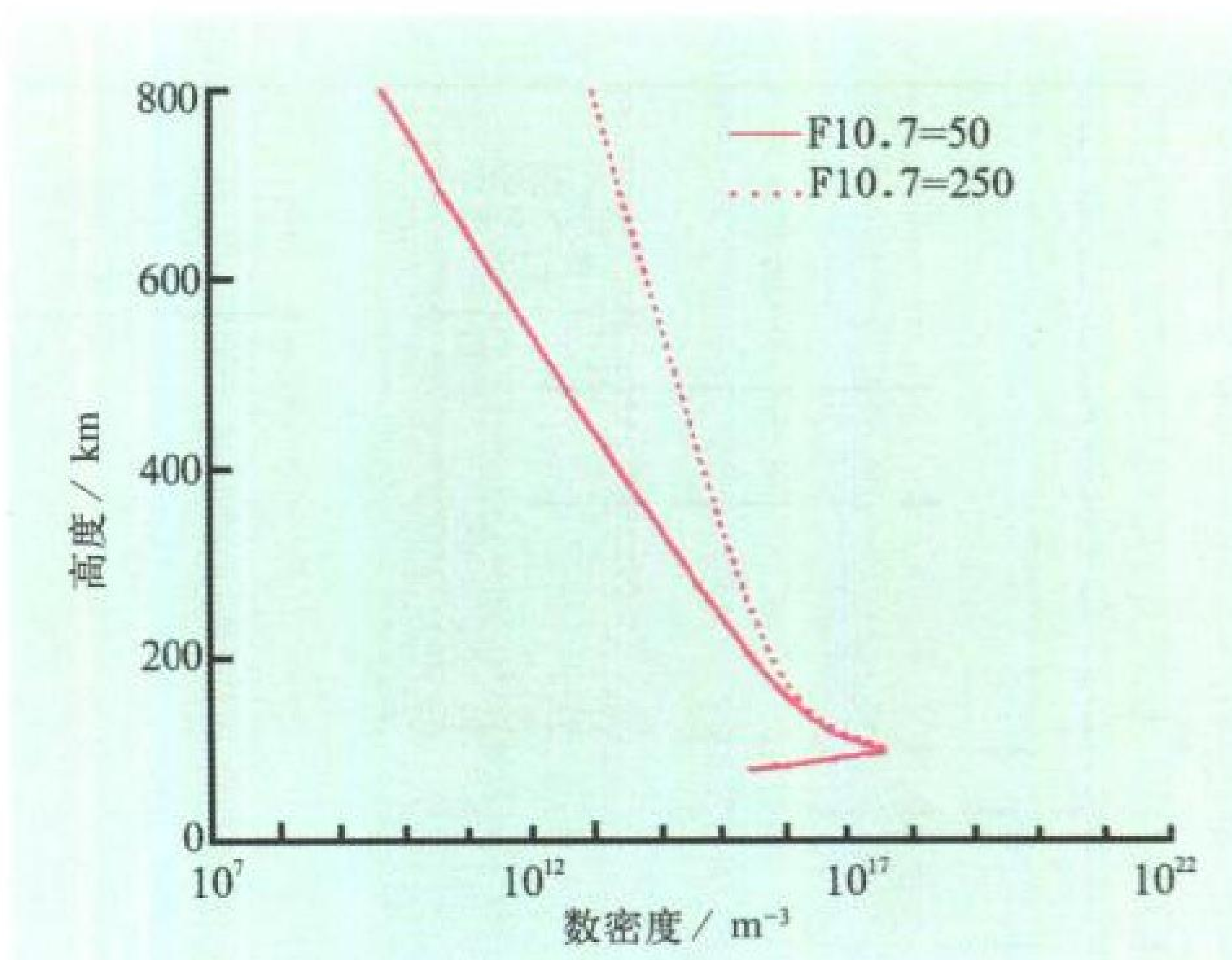


图2　原子氧数密度随F10.7的变化

高层大气受以10.7 cm波长的太阳射电流量为标志的太阳高能辐射的影响，有十分明显的11年周期的长期变化特征，密度变化幅度很大，同一太阳周内的不同时期和不同太阳周间，大气密度会发生数量级的变化，对飞行体的轨道衰变和寿命

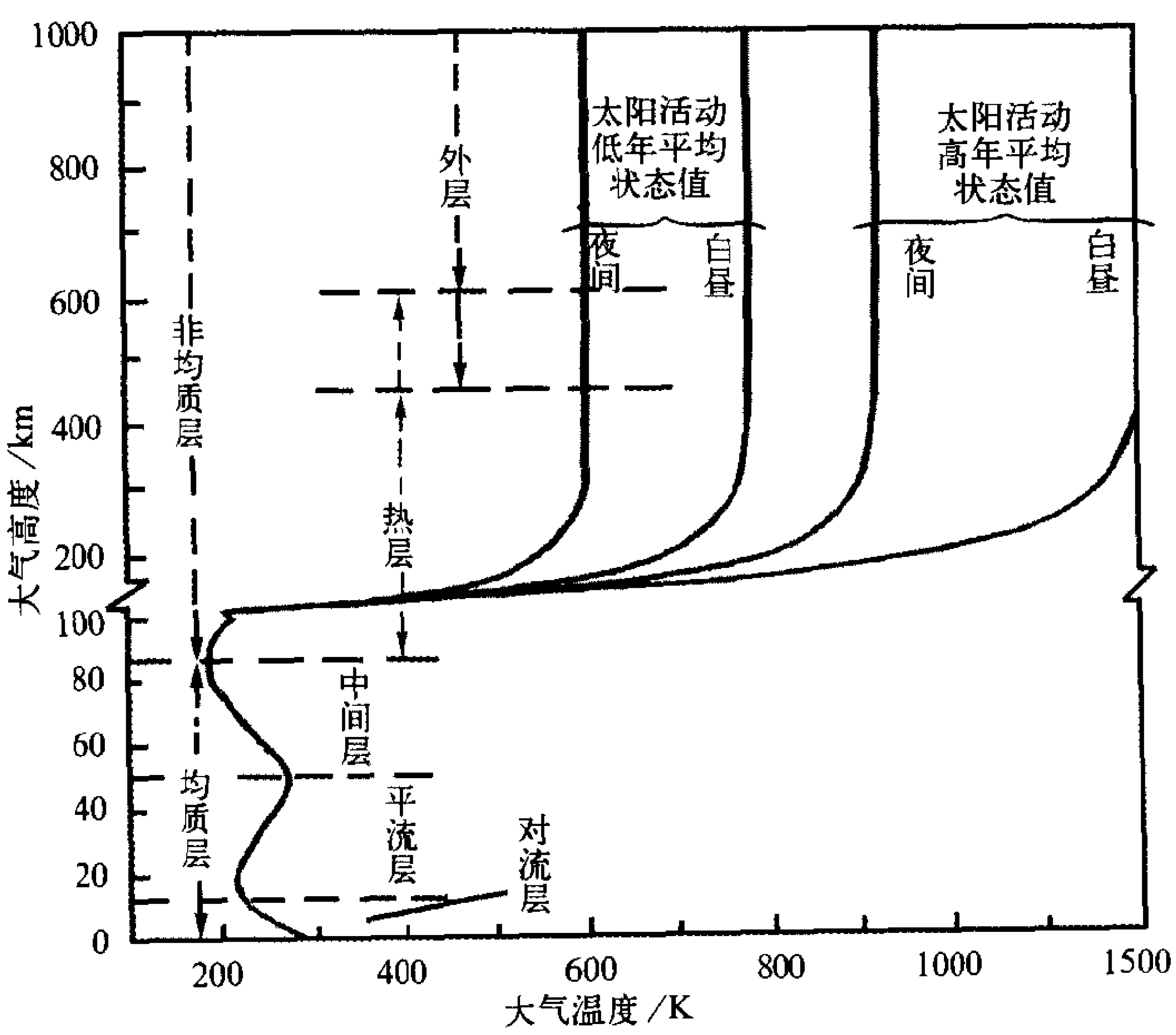
的影响也有很大差别。如果飞行体初始高度为500 km，在10.7 cm波长的太阳射电流量低值条件下能飞行30年的话，在高值条件下只能飞行3年。剧烈磁暴会在短时间内引起全球高层大气密度增加，再加上极区风的影响，使航天器飞行轨道严重偏离预期值，造成实际位置与预期值之间的偏差，足以使地面跟踪系统丢失大量飞行目标，扰乱空间目标编目表。1989年3月发生强烈磁暴时，地面跟踪系统丢失的目标达到近6000个，就是一个典型例子。中性大气中的原子氧对航天器表面有剥蚀和化学作用。在170 km以上原子氧是最主要的成分，原子氧浓度在太阳周内或不同的太阳周中的变化可达几个量级。飞行器相对大气以8 km/s的速度运行，具有定向速度的原子氧与飞行器表面碰撞，其流量很大，沿轨道的积分通量就更为可观。（撰写：田剑华　审订：都　亨）

daqi guolü

大气过滤　bulk filtering　利用大气层对轻诱饵的减速过滤作用来识别目标轻诱饵的方法。弹道导弹的突防装置包括轻诱饵与重诱饵两类，其他还有弹体碎片与油箱等伴随。当它们再入大气层时，除受地球引力的作用外，还将受到与再入体速度相反的空气阻力的作用，其中质量轻或质阻比小的轻诱饵在再入大气层后即开始减速，下降速度变慢，而质量大或质阻比大的重诱饵则减速很慢或几乎不减速，仍然保持较快的速度下降。在目标识别中，利用大气层空气阻力的这一作用，实现过滤轻诱饵，从而达到识别目标的目的。大气过滤被认为是再入段目标识别的一个重要手段。（撰写：向家武　审订：朱志浩）

daqi jiegou

大气结构　atmospheric structure　描述大气特征参数的空间分布。按照大气在垂直方向上的某种特性把大气划分成水平方向性质比较均匀的若干层，按不同的特性有不同的分层方法。较常见的分层方法有：(1) 按大气的热状态特征，即按温度的垂直分布将大气分为对流层、平流层、中间层、热层和外层。高层大气属于其中的热层和外层。(2) 按大气成分的均一性质可将大气分为均质层和非均质层：① 均质层：从地面至约90 km高度的大气层。均质层中各种成分（除臭氧等可变成分外）所占比例在垂直方向上保持不变，平均摩尔质量为常数，均质层大气遵从流体静压方程和理想气体状态方程。② 非均质层：均质层顶之上，大气成分随高度有明显变化的大气层。其平均摩尔质量随高度而下降，105 km以下的非均质层大气湍流混合仍起主要作用，平均摩尔质量的降低只是由于氧分子分解的结果，高度为90～105 km的大气仍然满足流体静压方程和理想气体状态方程。105 km以上的大气在重力场的作用下，分子扩散作用超过湍流混合的影响，大气处于扩散平衡状态，每种大气成分的分布遵循各自的扩散方程，大气压力、密度随高度呈指数下降。同一高度上，高温伴随有高密度。分子质量较轻的大气成分相对浓度随高度升高而增高，大气的平均摩尔质量从90 km附近的28.878 g/mol减少到500 km附近的15 g/mol。非均质层下部的主要成分为N_2、O和O_2，其上部的主要成分为O、He和H。高层大气属于其中的非均质层。(3) 根据大气的电离特性可将大气分为电离层和非电离层，电离层的主要部分与热层所在高度重叠。（撰写：田剑华　审订：都　亨）



大气分层结构示意图

daqi raodong

大气扰动　atmospheric disturbance　对大气平衡状态的任何偏离。在低层大气中主要指叠加在带状基本气流上的各种尺度的气压系统，亦特指小尺度低压或气旋式环流系统。在中层大气中主要存在行星波、声重波和潮汐波引起的扰动，例如大气中的行星波引起冬季平流层的突然增温，有时在高纬平流层，几天内的增温幅度可达65 K。重力波也能引起大气密度的显著变化。高层大气是非线性介质，它受到的强扰动主要是由于太阳辐射输入的变化和来自磁层及低、中层大气连续的、波动的能量和动量传输引起的。而太阳风能量的扰动是高层大气最重要的扰动源，特别是在磁暴期间，源于磁层的电场耗散引起焦耳加热和通过高能带电粒子沉降引起动力学加热造成了极盖区和极光带高层大气的强增温，并驱动大尺度风体系。通过风场带来的热传输，形成全球高层大气增温，进而也引起高层大气密度的大扰动。归纳起来，由太阳风能量输入引起的高层大气扰动的主要特征为：(1) 磁静时极区的热层有一个永久性的扰动带；(2) 磁暴时出现“热层暴”，它伴随有高速风，并且温度、成分会发生大的变化，即热层的这些状态参数发生激烈的扰动；(3) 热层暴时在高、中纬分别存在明显的成分扰动带 (4) 热层暴具有低纬效应 (5) 热层暴具有系统变化特征，它随时间、位置、地方时和季节等变化。（撰写：田剑华　审订：都　亨）

daqi tanceqi

大气探测器　atmospheric sounder　测量大气参数的星载遥感器。目前的大气探测器通常用来探测大气温度的垂直分布，大气中水汽、O_3以及CO_2、甲烷、氧化氮等气体成分的含量和垂直分布。大气探测器使用的波段很广泛，从紫外、可见光、红外直到微波，通过的光谱范围主要选在大气的吸收带内。目前气象卫星上典型的大气探测器是“诺阿”卫星上的高分辨率红外探测器 (HIRS) 和微波辐射计 (MSU)。HIRS有20个通道，利用4.3 μm和15 μm　CO_2吸收带的通道探测大气温度，利用63　μm水汽吸收带和9.6 μm　O_3吸收带的通道探测水汽和O_3含量。MSU有4个通道，处在60 GHz　O_2吸收带，用于测量包含云区的大气温度垂直分布。美国“地球静止轨道环境业务卫星”上现也载有红外分光计，其通道为

20个，大致与HIRS相同。我国第二代极轨和静止轨道气象卫星“风云”3号和“风云”4号上都将载有大气探测器。由于用HIRS和MSU观测数据反演大气温湿廓线的精度尚不能满足数值预报应用的要求，现正在发展新一代的大气探测器。主要有先进的微波辐射计，它有20个通道，频段扩展到183 GHz，空间分辨率也由110 km提高到几十千米；此外，还有高光谱分辨率红外大气探测器（AIRS）等。AIRS具有约2000个通道，大气温度反演精度约为1 K，垂直分辨率可达1～2 km，具有多种大气气体成分含量的探测能力。21世纪初期新一代大气探测器的上天，将使全球大气探测水平迈入一个新阶段。 （撰写：范天锡 审订：方宗义）

daqi tuanliu

大气湍流 atmospheric turbulence 大气中一种不规则的局地随机运动。其特征是局地大气的任意一点的物理量，如速度、温度、压力等均有快速的大幅度起伏，并随时间和空间位置的变化而变化，各层大气间有强烈的混合。流体运动的性质与雷诺数的大小有关，当雷诺数超过临界值2000时，流体运动丢失稳定性而形成湍流。湍流是有旋的三维涡旋脉动，这是湍流运动区别于其他无旋运动如大气或海洋中的不规则波动的特性之一。湍流是由流体力学方程控制的连续运动，并具有耗散性质。大气的运动粘度ν值很小，雷诺数很大，所以经常存在湍流，大气湍流的发生或维持主要是层结切变的不稳定性形成的。大气的湍流运动一直可达到100 km高度，在100～120 km间向分子扩散过渡。大气湍流的长度尺度为1～2 km，时间尺度为0.4～100 s，其能量耗散率为10^{-3} W/kg量级。低、中层大气中的湍流使均质层大气成分均匀混合。而大气波动传入热层后，振幅增大使大气变得不稳定，所产生的湍流运动把波动的能量变为热能。大气湍流运动是输送和混合大气中的动量、能量、热量、水气和物质等的过程，湍流是由各种大小不同的“湍涡”组成的，它比分子尺度大得多，因而湍流扩散产生的输送和混合能力比分子扩散引起的输送和混合能力大几个量级。由于大气湍流的宽谱特性，大气中的湍流扩散包括小尺度、中尺度和大尺度的扩散过程。湍流扩散是湍流运动的主要特征之一。 （撰写：田剑华 审订：都亨）

daqi xianxiang

大气现象 atmospheric phenomena 简称气象。在地球大气中或地面上观测到的大气物理现象。大气现象种类很多，性质各异，情况复杂。根据这些现象的物理组成或形成的物理过程，大致可归并为10类：(1) 大气要素直接表现的现象，如由温度、湿度、风等所表现的冷热、燥湿及大风、风暴等；(2) 大气中水汽凝结现象，如云、雾、霜、露、雾凇等；(3) 降水现象，如雨、毛毛雨、雪、冰针、冰粒、冰雹、霰、雨凇等；(4) 大气尘粒现象，如烟、霾、浮尘及由风引起的扬沙、尘卷、沙尘暴等；(5) 大气光学现象，如晕、虹、蜃景和极光等；(6) 大气电学现象，如雷暴、闪电等；(7) 大气声学现象，如雷声、声音异常传播等；(8) 大气波动现象，如行星波、重力波和潮汐；(9) 冬季大气平流层突然增温现象；(10) 大气热层暴现象。广义地讲，大气现象还包括大气中的化学反应现象，例如，在平流层及以上高空常出现的臭氧层的变化等。

（撰写：田剑华 审订：都亨）

daqi zaisheng zhuangzhi

大气再生装置 atmosphere regenerative assembly 净化乘员舱大气的设备。短期载人飞行的航天器大气再生装置以净化舱内大气为目标，长期载人飞行的空间站还要回收、利用废气还原为氧气。以国际空间站俄罗斯服务舱为例，大气再生装置包括再生式CO_2净除装置、非再生式的CO_2净化装置、再生式的微量污染控制系统，非再生式微量污染控制单元、气体分析器，固体氧产生器，CO分析器，气体分析校准设备和水电解设备等。安装在服务舱的大气再生装置的再生功能可满足3名乘员的大气净化要求。再生式CO_2净除装置由干燥床和CO_2净化床组成，后者使用热真空进行解吸。非再生的CO_2净化装置在国际空间站乘员增多、应急情况及人员转移时使用。微量污染控制系统由活性炭床，再生式活性炭床和催化氧化器组成，其功能是控制舱内大气的微量污染。主氧系统为电解制氧设备，氯酸盐固体氧源作为备份。固体氧源在电解制氧系统失效时，或在供电不足以及安装、维修水电解系统时使用。气体分析器测量水、CO_2、H_2和O_2分压。此外还安装了一台试验性的CO监视器。

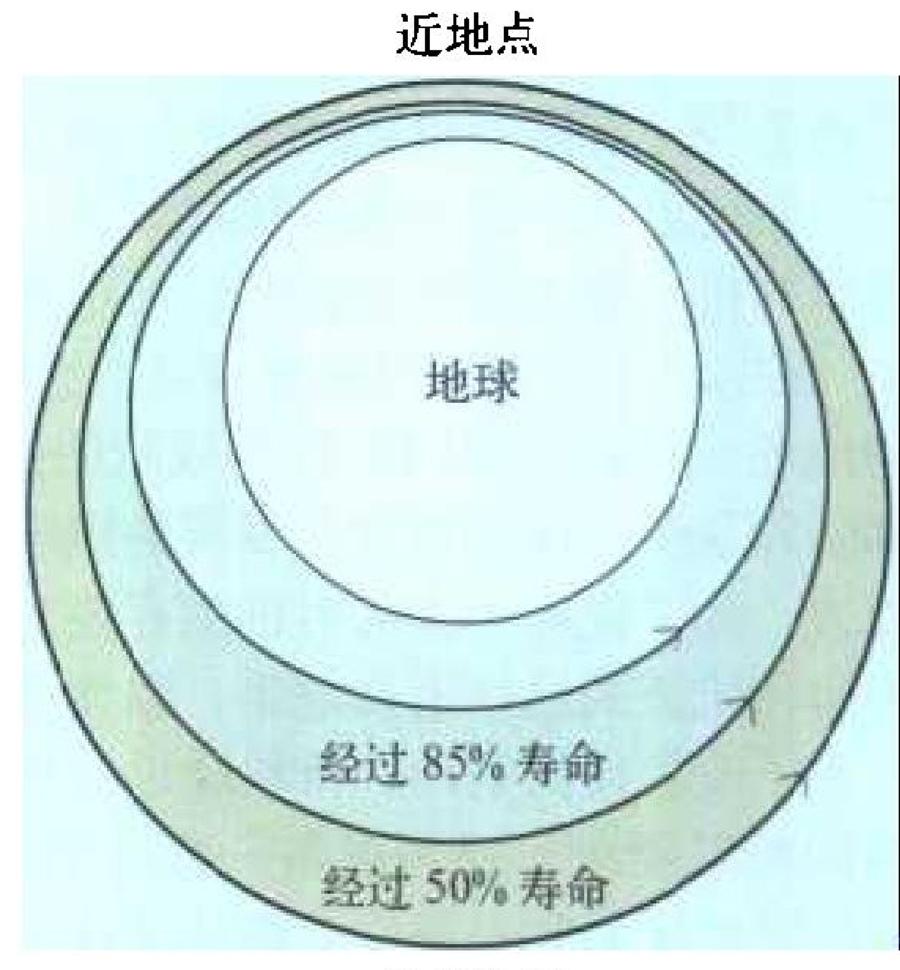
（撰写：尚传勋 审订：范含林）

daqi zuli xiaoying

大气阻力效应 atmospheric drag effect 航天器在大气阻力作用下，轨道大小和形状不断变化的效应。椭圆轨道的变化过程是：远地点高度逐渐降低，轨道周期不断减小，变成圆轨道后，轨道半径逐渐收缩直至陨落。在低地球轨道上，中性大气气体分子与运行其中的航天器发生碰撞，把能量和动量传给航天器，因此航天器与大气阻力进行了动量交换。由简单的动量守恒，可以得出与航天器速度矢量方向相反的大气阻力对航天器的作用力

$$D=\frac{1}{2}C_D\,\rho_\infty V_0^2 S$$

式中 ρ_∞为周围中性大气的密度；S为航天器的迎风截面积；C_D为阻力系数；V_0为航天器速度。



大气阻力引起轨道变化的过程

（撰写：刘静 审订：都亨）

darongliang ganxian weixing tongxinwang

大容量干线卫星通信网 large capacity main satellite communication network 指通信容量在万路以上，由许多大型卫星通信地球站（含监控站）及相应的地球静止轨道通信卫星所组成的国家主要通信网络。主要业务为电话、电视、传真、数据、电报及报纸版型传输等。卫星通信的突出优点是覆盖范

围大，不受地势、地域、地形影响，特别有利于交通不便的山区和边远地区通信。它与地面大容量干线微波中继通信网、同轴电缆网和光缆网共同组成完整的现代化国家通信干线网，而且彼此取长补短，充分发挥各自的作用。大容量干线卫星通信网也是整个国家通信网的重要组成部分，它完成中央至地方和地方之间的重要通信任务。在发生地震、洪涝等严重自然灾害情况下，大容量干线卫星通信网尤其能显示它的作用。我国已经建立并正在扩建大容量干线卫星通信网。

（撰写：邝振勋　审订：郑松辉）

daikuan

带宽　bandwidth　电子设备或部件允许信号传输的频谱宽度。带宽通常的表示方法有：1 dB带宽、3 dB带宽和截止带宽等。幅度随频率下降(幅频特性)在1 dB范围内的带宽为1 dB带宽；定义幅频特性在3 dB以内的带宽为3 dB带宽；由上、下截止频率表征的带宽为截止带宽。通信卫星的带宽由系统配置确定，通常为36 MHz、54 MHz和72 MHz。遥感卫星的带宽由传输数据率确定，数据率越高，所需带宽越宽。

（撰写：于洪喜　审订：陈　豪）

dai zhutuiqi de dongneng pojia zidantou

带助推器的动能破甲子弹头　kinetic-energy armor-defeating submunition with booster　利用助推器增补自身动能的破甲子弹头。在对破甲深度要求较高，需要穿破多层装甲或甲板和对着角有严格限制的情况下，用子弹头本身已有的动能进行破甲，其能量会显得不足，需要利用固体助推器给子弹头加速，才能满足破甲要求。这种子弹头不仅能保证破甲效率，而且可利用穿甲后的剩余动能，提高对目标内部设备和人员的毁伤能力。

（撰写：于德滨　审订：薛成位）

daiji zhendi

待机阵地　position of readiness for action　已完成技术准备工作的导弹和发射设备，在转入发射阵地前，短期集结待命的阵地。此阵地是导弹部队在机动作战中，离开基地后进入的集结地。它一般已进入作战区域或接近战区。在待机阵地周围，根据武器的机动能力和作战目标，可适当布置发射阵地(或发射点)。根据战争的需要可提前设点，选择进出方便、又利于隐蔽的地点（兼顾平战结合）作为战时的待机阵地，这样既可隐蔽部队和装备，降低被敌方发现的概率，又可增强我方的突袭能力。为了提高导弹的射前生存能力，待机阵地要设有简易库房和坑道或选择密林地带，以便存放设备，并增加隐蔽性。为了改善待机条件，待机阵地可配备市电，根据导弹及设备的特殊要求，还可配备一些必要的简易设备，以便进行简单的维护保养和必要的射前技术准备工作。

（撰写：王兆华　审订：包元吉）

dandian guzhang

单点故障　single point failure　引起产品故障的，且没有或不能以冗余或替代的工作程序作为补救的局部故障。冗余、备份或容错计算机的电源、时钟、表决器、检测比较器与切换开关是容易产生单点故障的部位。系统设计应尽量减少单点故障，安全性要求特别高的关键任务应采用抗单点故障的电路。对于难以避免单点故障的情况，应考虑采用高可靠性的电路或元器件，以减少其风险。

（撰写：蒋轩祥　审订：耿秉坤）

danji huojian

单级火箭　single-stage rocket　只有一级的火箭。火箭根据级数的多少可分为单级火箭和多级火箭两种。单级火箭由箭体结构（包括贮箱）、发动机、推进剂输送系统及制导和控制系统等组成，最上面连接有效载荷。火箭发射时贮箱加注推进剂。由于单级火箭不能抛掉废重，因此必须通过增加推进剂加注量和降低结构质量来获得较大的飞行速度。即使这样，现有的推进剂能量水平也很难使火箭的最大速度达到7 km/s以上，因此使用单级火箭难以达到使火箭环绕地球运行的第一宇宙速度，也就是说单级火箭难以用于发射人造地球卫星。但是随着材料技术和推进技术的不断成熟和进步，用单级火箭发射航天器已不是不可能的了。采用单级火箭可以简化结构设计和减少使用的发动机数量，减少分离次数，从而降低火箭的成本，提高可靠性。美国在这方面已做了大量研究和实验。

（撰写：才满瑞　审订：朱维增）

danlizi fanzhuan

单粒子翻转　single event upset　单个高能粒子导致的器件逻辑状态的翻转。主要发生在数据存储或指令相关器件中。单粒子翻转是空间辐射造成的多种单粒子效应中最常见和最典型的一种。单粒子翻转造成的器件错误属“软错误”，通过系统复位、重新加电或重新写入能够恢复到正常状态。航天器抗单粒子效应设计的主要途径是采用检错纠错码技术，即通

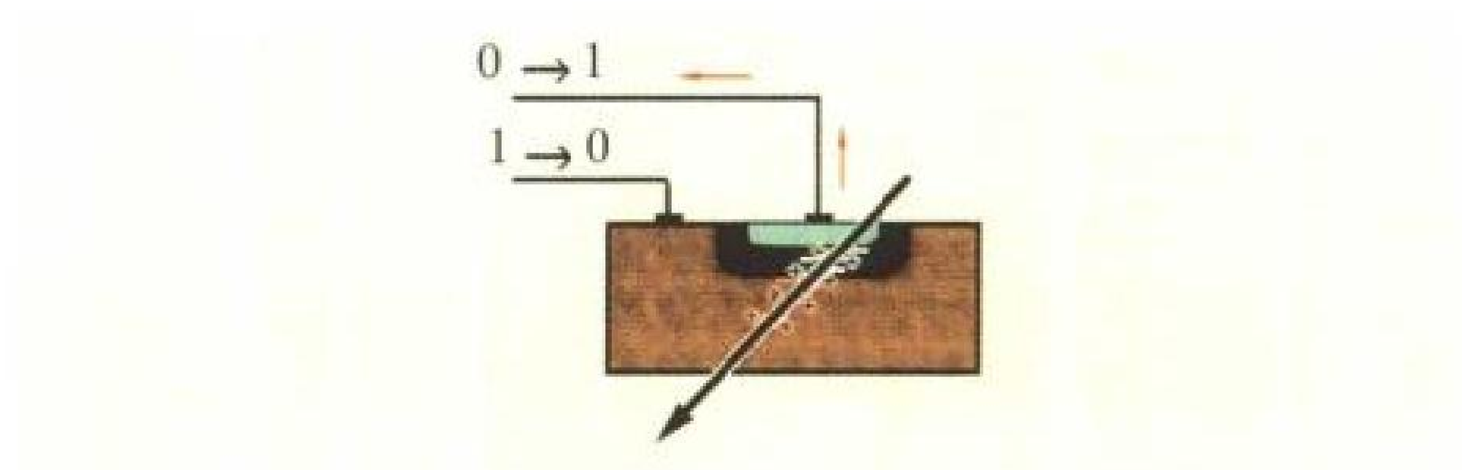


图1　单粒子翻转示意图

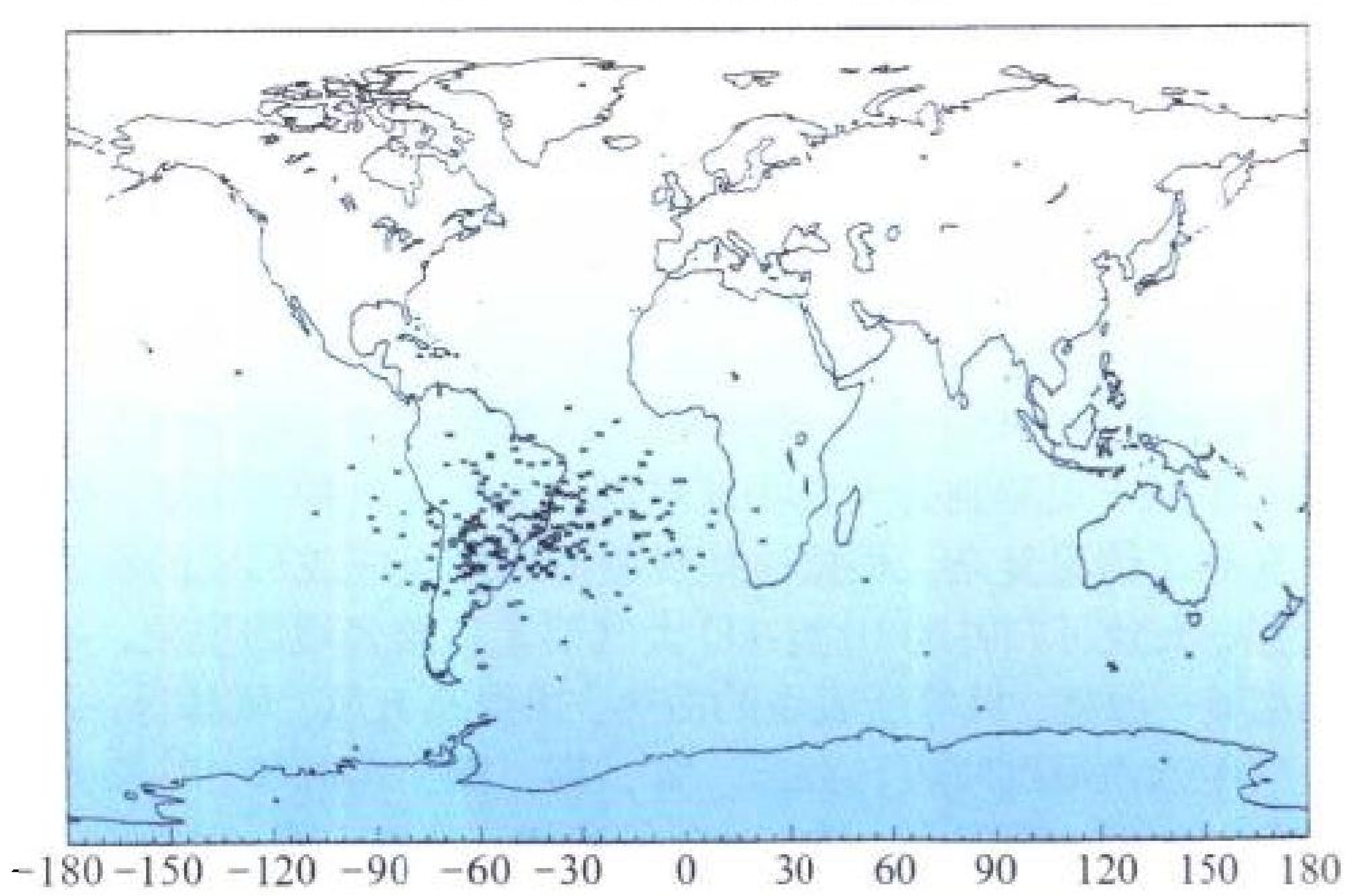


图2　“实践”5号卫星测得的单粒子翻转分布图

过软件或硬件设计，发现单粒子翻转错误并纠正它，使之不会对航天器系统造成进一步更严重，乃至致命的影响。

（撰写：韩建伟　审订：都　亨）

danlizi shijian

单粒子事件　single event phenomena　空间辐射单粒子效应的另一种称法。因为空间辐射造成的单粒子效应发生具有瞬发性和几率性，因此将其称为一个事件。

（撰写：韩建伟　审订：都　亨）

danlizi suoding

单粒子锁定 single event latch-up 空间辐射单粒子效应的一种。主要发生于互补型金属氧化物半导体晶体管(CMOS)器件中。CMOS器件的PNPN 4层结构形成了寄生可控硅结构，正常情况下，寄生的可控硅处于高阻关闭状态。单个带电粒子入射产生的瞬态电流触发可控硅结构使其导通，由于可控硅的正反馈特性使电流不断增大，可控硅进入大电流再生状态，即导致锁定。对于典型器件，锁定电流可高达安培量级。大电流会导致器件局部温度升高，器件永久性损坏。在航天工程中，防范单粒子锁定的措施主要有限流电阻、限流电路或系统重新掉电、上电等。

（撰写：韩建伟 审订：都 亨）

danlizi xiaoying

单粒子效应 single event effects (SEE) 来自宇宙空间的高能质子和重离子轰击半导体器件时产生电激励和大量的电子空穴对 (e−h)，并引起光电导性或光电流的上升，因而对电路产生的一种最重要的影响。SEE包括单粒子翻转 (SEU) 或单粒子扰动、单粒子锁定或单粒子闩锁 (SEL)、单粒子烧毁 (SEB) 和单粒子栅击穿 (SEGR)。SEU是一种软错误，只能发生在双稳态存储单元中,SEL等则是硬故障，空间计算机与微电路对此应重点进行防护。对于SEU，可采用检错纠错码技术发现和纠正，对于SEL，采用抗闩锁的设计和工艺技术，使之具有足够的抗闩锁度。

（撰写：蒋轩祥 审订：耿秉坤）

danlianzhuang daodan fashe zhuangzhi

单联装导弹发射装置 single-arm missile launcher 在一座发射架上，只能装载（装填）和发射一枚导弹的发射装置。早期的导弹发射装置大多采用单联装方式，随着技术的进步，特别是进入20世纪80年代以后，大多数中小型导弹武器系统中的单联装发射装置已被多联装发射装置所代替。单联装发射装置可分为移动式和固定式两种。它一般由底盘（自行或牵引）或发射架、导向梁（发射箱）、起落架、瞄准机构、电气与液压系统、射检与发控设备等组成。

（撰写：吕佐臣 审订：曾智勇）

danmaichong jieshouji

单脉冲接收机 monopulse receiver 用于单脉冲雷达的接收机。单脉冲雷达通过比较两个（或多于两个）天线同时收到的单个脉冲信号，得到“目标”的角度信息。由于单脉冲雷达的定向方法不同，因此有多种形式的单脉冲接收机。图1到图3给出了有代表性的3种单脉冲接收机的原理框图。在图1和图2中，$E1$和$E2$为两个指向不同、处于同一位置的定向天线接收到的信号，相位相同，“目标”的角度信息包含在

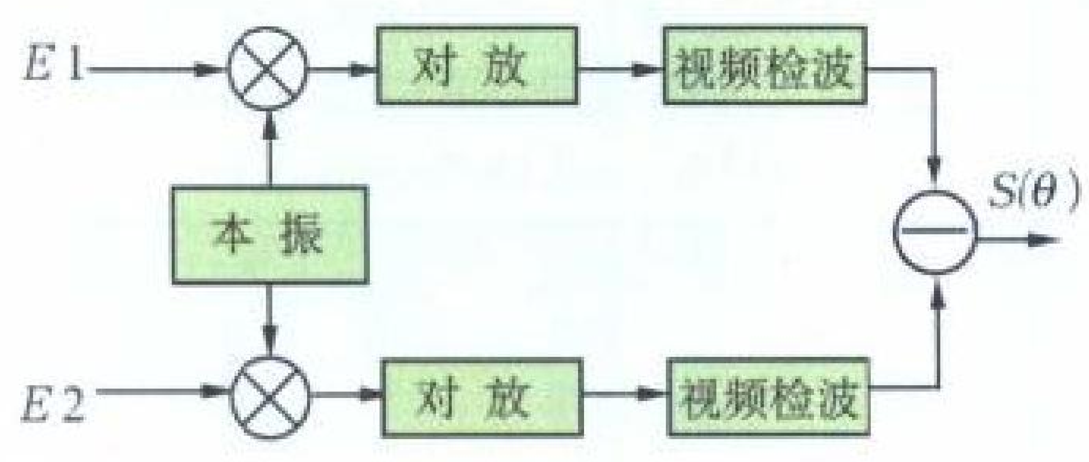


图1 振幅定向单脉冲接收机

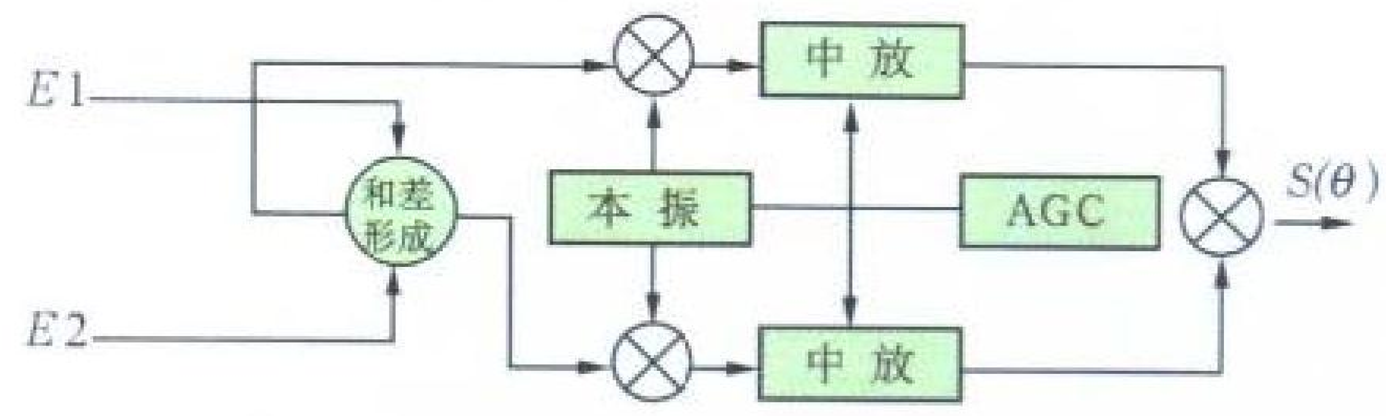


图2 振幅—和差式单脉冲接收机

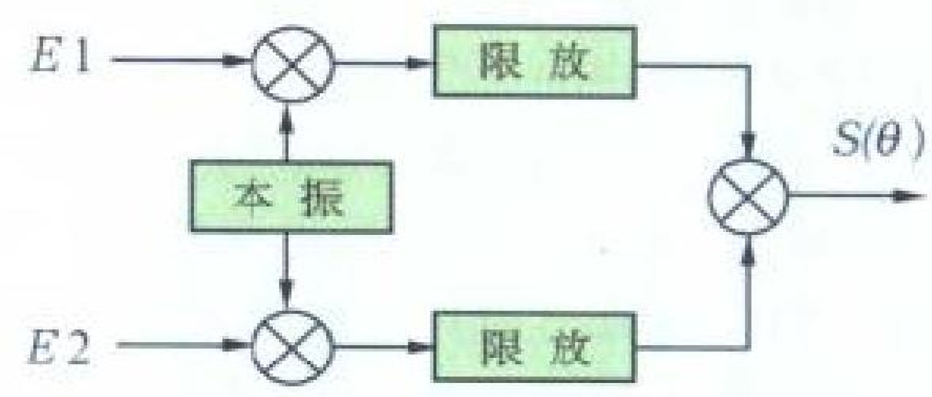


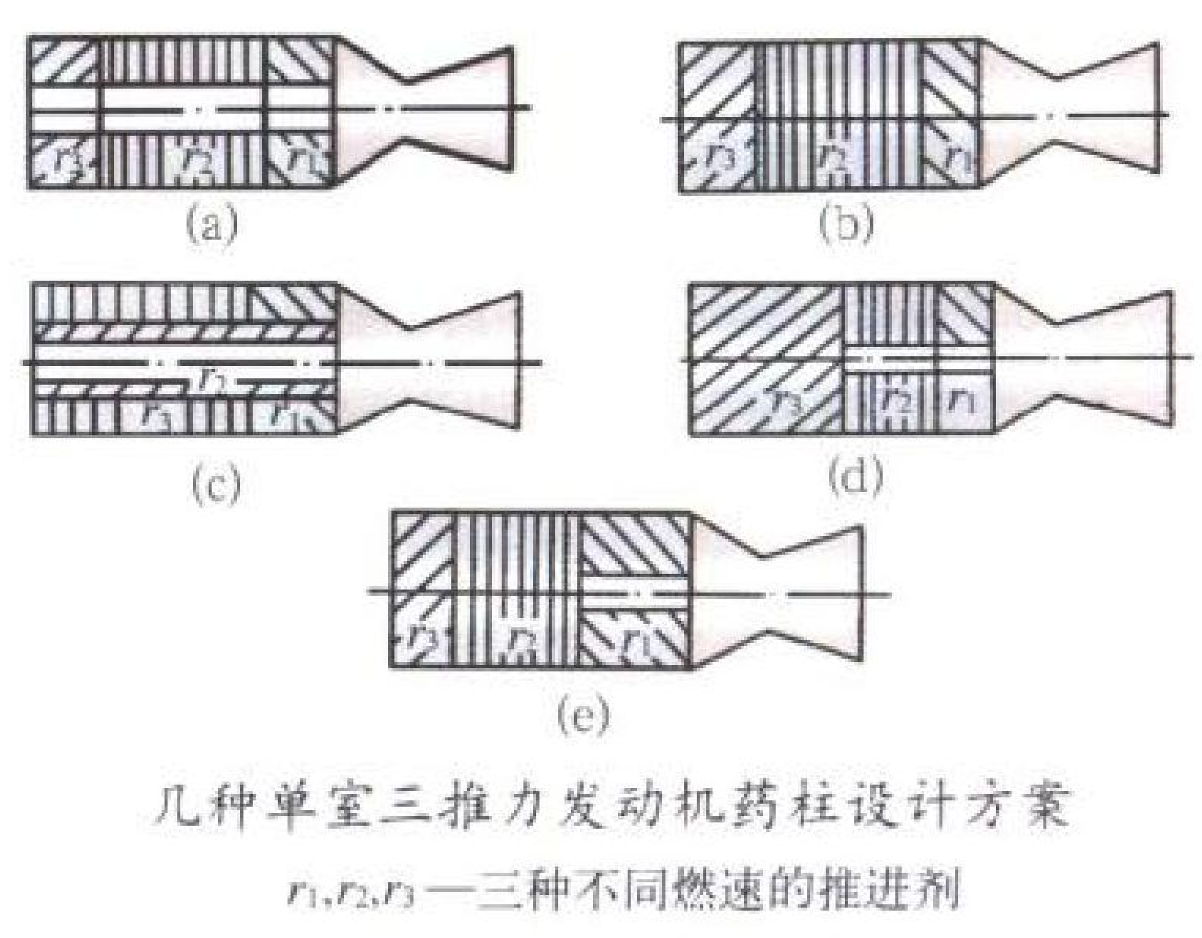
图3 相位定向单脉冲接收机

$E1$、$E2$的幅度差中。在图3中，$E1$、$E2$为两个指向相同、有一定距离的定向天线收到的信号，幅度相等，“目标”角度信息包含在$E1$、$E2$之间的相位差中。对于单脉冲接收机，尽管其形式不同，要求各异，但都有如下的共同点：可进行多路接收；对多路之幅度、相位一致性和多路之间的相互隔离有严格要求。由于单脉冲测角方式的角度测量精度高，目前广泛应用于精密测量雷达和跟踪制导雷达。

（撰写：毕正良 审订：段长庚）

danshi duotuili huojian fadongji

单室多推力火箭发动机 single-chamber multi-thrust rocket motor 在同一燃烧室内实现多级推力的火箭发动机。它是固体火箭发动机类别中的一种重要类型。应用较多的有单室双推力发动机。它的主要优点是：推力分级可以改善导弹的速度特性，起飞段推力大，巡航段推力小；弹体结构简单，便于使用，多用于战术导弹。它的主要缺点是：低推力级时，发动机性能较低。推力调节用推进剂燃速或药柱燃面控制，或者两种方法并用。实现单室双推力或三推力的方法，主要是在不改变喷管结构的条件下，采用不同燃速的推进剂药柱，或同一推进剂设计成不同燃面的药柱，或者两者兼用。此外，也可采用可调喷管，用调节喉部面积的方法来改变推力大小，但是结构太复杂，设计、选材、制造都很困难。典型产品如美国的“霍克”地空导弹和以色列的“蝰蛇”反坦克导弹的



几种单室三推力发动机药柱设计方案

r_1,r_2,r_3—三种不同燃速的推进剂

发动机。几种单室三推力发动机设计方案如图所示。

（撰写：阮崇智 审订：王 铮）

danxing dingweizhi

单星定位制 single satellite positioning system 只靠一颗导航星用同时或顺时序方法测出 2~3 个导航定位参数以确定用户位置的定位方案。用一颗相对于地球运动的导航星测定用户位置理论上可以有 3 种方法：(1) 测角定位法：导航星上装备两副正交扇面波束天线，用户收到两天线扫过自己时的信号，和参考平面信号相比较得出两个角度，即两个相应定位面，再和已知地球相交，从而确定用户位置，见图1。参见测角定位法。(2) 测距定位法：利用一颗导航星运动中的 3 个位置 S_1、S_2 和 S_3 测出到用户的 3 个距离 r_1、r_2 和 r_3 以解算出用户位置的方法，见图 2 。(3) 距离差定位法：利用一颗导航星运动中的 4 个位置 S_1、S_2、S_3 和 S_4 测出至用户 3 个位置差 r_1-r_2、r_2-r_3、r_3-r_4，用以解算出用户位置的方法，见图 2。在单星定位诸方法中，实际上付诸实施，而且得到广泛应用的是采

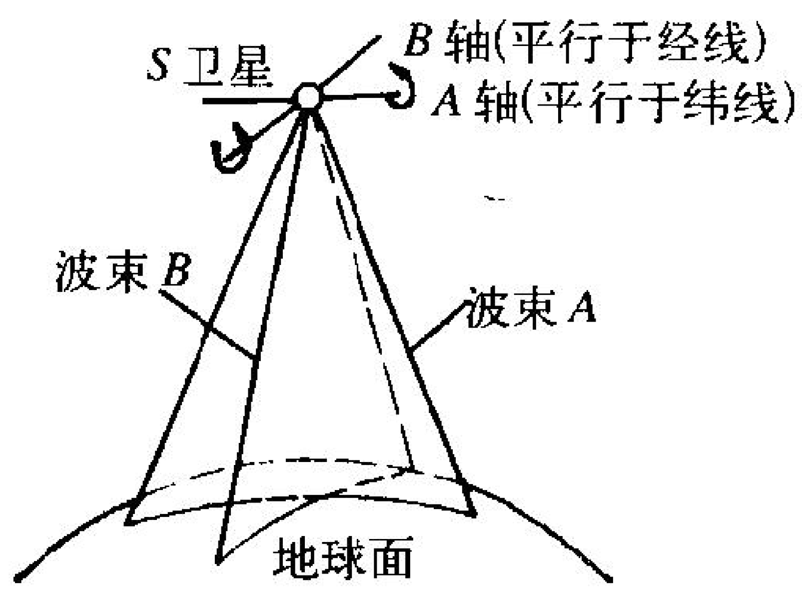


图 1 振幅测角定位法

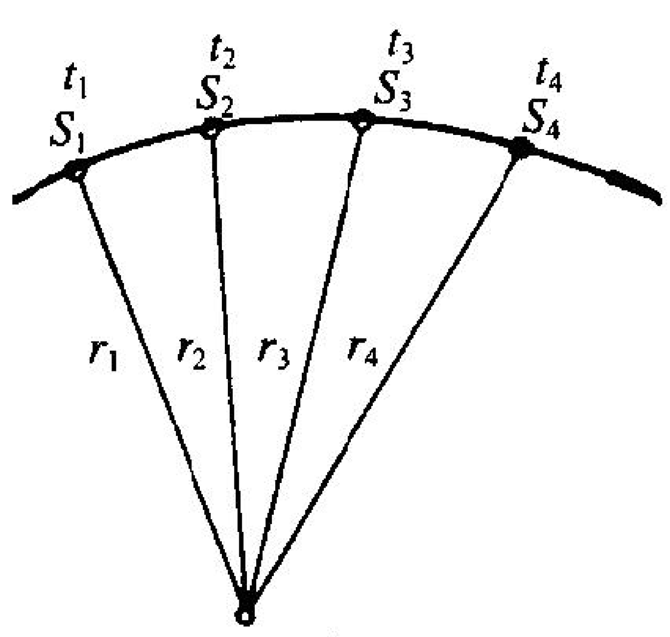


图 2 一颗卫星顺序测距的测距和距离差定位法

用测距离差的定位法，如美国的“子午仪”导航系统采用的是多普勒定位法。因直接测量出瞬时多普勒频移很困难，故改用测量一定时间间隔内（通常为两分钟）的多普勒周数、即两分钟内导航星至用户距离的变化率的积分，由多普勒计数可算出从两分钟间隔开始至终了时导航星至用户的距离差，一个距离差即可定出以卫星的两位置为焦点的旋转双曲面，由3个两分钟的多普勒计数可得出3个双曲面相交于一点，以确定用户位置。这种定位方式的优点在于它是一种无源定位，而且用户能自己定位；但定位时间长，定位精度不高，定位间隔长。20 世纪 90 年代以前虽在航海和陆地上得到广泛采用，但在“全球定位系统”(GPS) 出现后，已被 GPS 所取代。

（撰写：姜 昌 审订：范士明）

danyuan ceshi

单元测试 unit test 对火箭（导弹）电气系统的单元仪器在单独状态下所进行的性能检查、参数测量和调整。单元仪器可以是部件（如传感器）、整机（如变换放大器）或分系统（如由电源箱、电子箱和平台本体组成的平台分系统）级的。测试状态可以是装箭（弹）状态（如伺服机构），也可以是从箭（弹）上分解下来，在专用试验室进行测试的试验室状态（如平台分系统）。单元测试在火箭（导弹）总装前、水平测试前或导弹定期贮存过程中进行。单元测试是用户和仪器研制单位鉴定单元仪器质量的重要手段。单元测试所用的设备、方法、技术要求和测试细则，均由单元仪器研制单位提供。单元测试通常使用独立的电缆、电源及负载进行。

（撰写：穆元良 审订：李邦复）

danzuyuan tuijinji huojian fadongji

单组元推进剂火箭发动机 monopropellant rocket engine 推进剂只有单一组元的液体火箭发动机。单组元推进剂是一种能产生放热化学反应的单一均质流体，它通过催化剂的作用或加热分解生成高温气体，从喷管喷出产生推力。单组元推进剂有肼、过氧化氢和单推 3 等。单组元推进剂火箭发动机的最大优点是结构简单，推力容易控制，主要用作轨控、姿控发动机以及其他辅助动力装置。

（撰写：胡平信 审订：朱森元）

danzuyuan tuijin xitong

单组元推进系统 monopropellant propulsion system 使用单组元推进剂作为工质的推进系统。在该系统中，存贮在贮箱内的推进剂在高压气体挤压下排出贮箱出口，在阀门的开关作用下进入推力器推力室，在高温条件下经催化分解为高温燃气，由喷管喷出产生反作用力，控制航天器的姿态和轨道运动。常用的推进剂有过氧化氢和肼。过氧化氢稳态比冲低（约1500 N · s/kg)，安全性差，早期使用较多。单组元肼推进剂系统已成为航天推进系统中的主流单组元推进系统，其稳态比冲达到 2100～2350 N · s/kg，已广泛应用于姿态和轨道控制及其它控制功能。以落压模式工作的单组元肼推进系统由贮箱、压力传感器、气体加／排阀、肼加／排阀、过滤器、自锁阀、推力器组件以及推进电子线路盒等组成；恒压工作方式的单组元肼推进系统一般还需增加高压气瓶及减压器。单组元推进系统结构简单，技术成熟，在当代航天器上至今仍不失为一种主流推进系统。近几年发展起来的双模式推进系统采用高比冲推进剂组合，它兼有双组元推进系统比冲高和单组元推进系统推力小、控制精度和可靠性高的优点，已在不同飞行任务中崭露头角。

（撰写：张银玉 蒋光林 审订：潘科炎）

danzuyuan yeti tuijinji

单组元液体推进剂 liquid monopropellant 通过自身分解或自身燃烧提供能量和工质的液体推进剂。它在贮存环境下是安定的，但在有热源或催化剂存在时，会释放出大量的热和气体。单组元液体推进剂可以是在分子中同时含有可燃元素和氧的化合物（如硝基甲烷），也可以是在常温下互不发生化

某些单组元液体推进剂的主要理论性能

(p_c=7MPa,p_e=0.1MPa,冻结流)

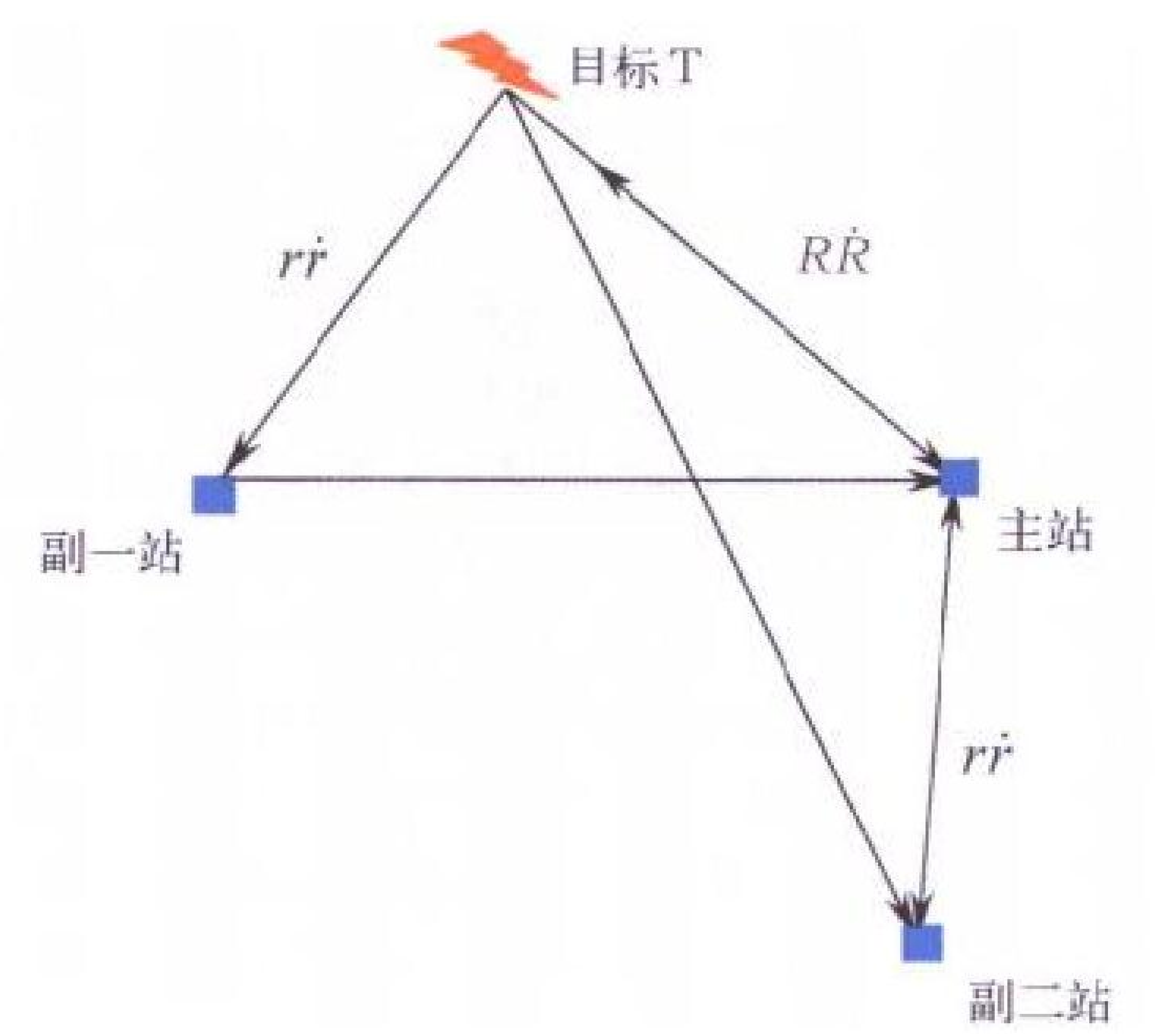
推进剂	燃气温度／K	比冲／(N · s/kg)
无水肼	865	1860
四硝基甲烷	2170	1800
过氧化氢	1004	1650
环氧乙烷	1233	1890
硝酸正丙酯	1693	2010

学反应的安定的混合物(如过氧化氢—甲醇),还可以是分解时能放出大量热和气体的吸热化合物(如肼)。单组元液体推进剂虽能量较低,但推进系统简单,便于控制,适用于脉冲工作,因此广泛用于姿态控制和轨道控制发动机,也可用于燃气发生器。目前常用的单组元液体推进剂有肼、单推3和过氧化氢。某些单组元液体推进剂的主要理论性能见表。

(撰写:蒋凤翥 审订:胡平信)

dandao celiang tizhi

弹道测量体制 trajectory measurement system 能完成弹道参数(X、Y、Z、$\dot{X}$、$\dot{Y}$、$\dot{Z}$)测量的测量元素的组合形式。弹道参数测量是间接测量,它是由测量设备观测到的若干个测量量(也叫测量元素)组合构成的能对空中目标定位的测量体制。如由1台脉冲雷达或1台加激光测距仪的光学经纬仪可以观测到目标的距离R、方位角A和仰角E 3个测量元素(R、



$R\dot{R}+2r\dot{r}$测量体制示意图

主站测量到目标的距离及其变化率$R\dot{R}$

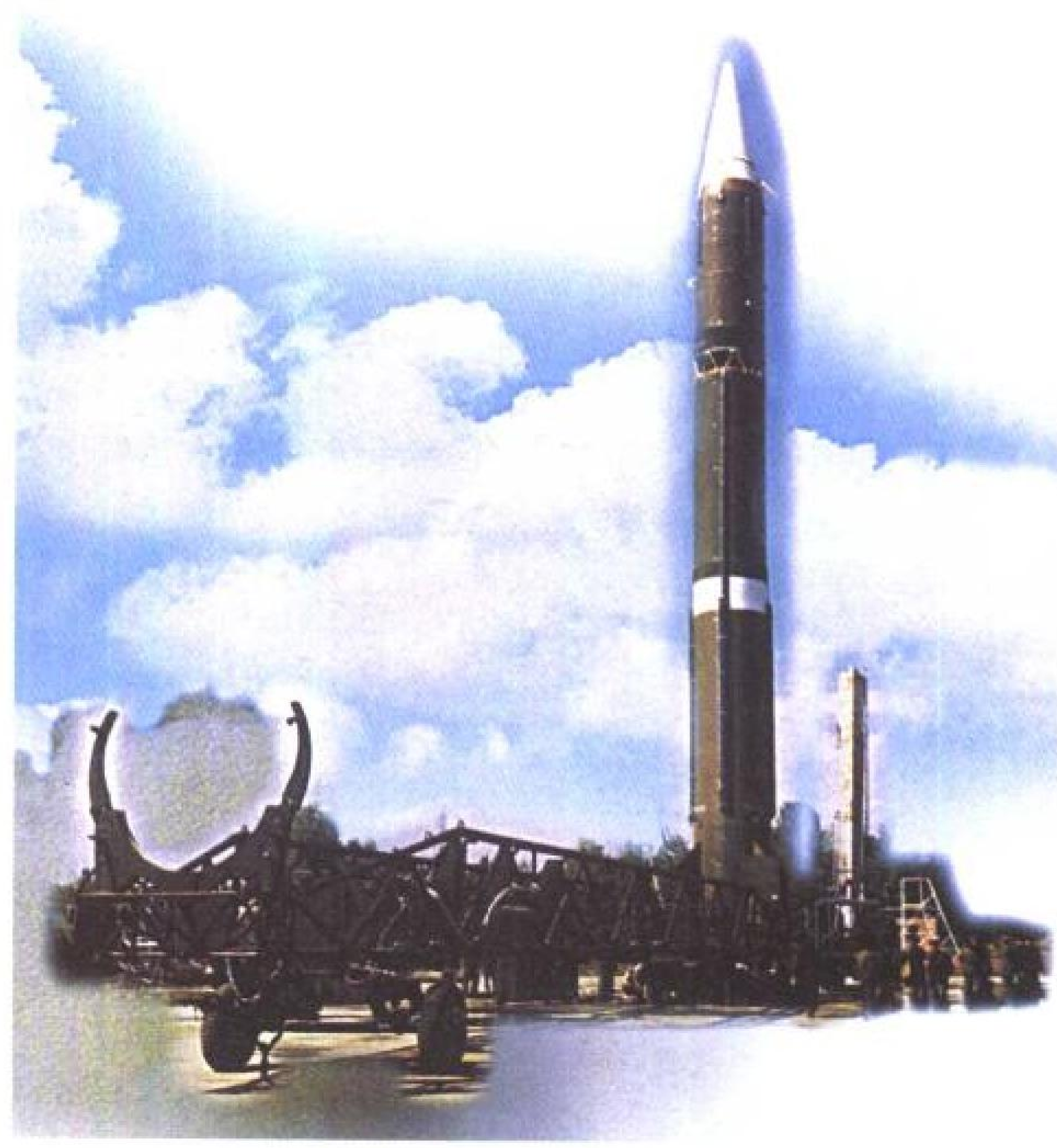
副站测量主、副站到目标的距离差及其变化率$r\dot{r}$

A、E体制),即可对空中目标定位,确定X、Y、Z,微分后可确定$\dot{X}$、$\dot{Y}$、$\dot{Z}$。目前各种测量设备能获取的测量元素还有距离变化率$\dot{R}$,距离差及其变化率r、$\dot{r}$,3个方向余弦及其变化率l、m、n、$\dot{l}$、$\dot{m}$、$\dot{n}$。这些测量元素可组成60多种测量体制。目前弹道测量常用的具有实用价值的体制有:$kAE\ (k \geqslant 2)$、$kR\dot{R}\ (k \geqslant 3)$、$RAE$、$R\dot{R}+2r\dot{r}$、$RAE+\dot{l}\dot{m}\dot{n}$、$lmn\dot{l}\dot{m}\dot{n}$等。其中$k$表示测量元素的多少。

(撰写:黄学德 审订:单文增)

dandao daodan

弹道导弹 ballistic missile 在火箭发动机的推力作用下或利用弹射装置(导弹弹离发射装置后火箭发动机点火)发射并按程序飞行,当运动参数(高度、速度、弹道倾角)达到命中目标所要求的参数值时发动机关机,随后与弹体分离的弹头(或整个导弹)在地球引力的作用下沿着椭圆线轨迹或在制导系统的控制下飞行的导弹。其发射一般为垂直发射。其弹道分为主动段和被动段。导弹在主动段的运动是加速过程,被动段(自由飞行段和再入段)的运动是依赖主动段获得的能量作惯性飞行。在自由飞行段弹头在接近真空的环境中飞行,再入段弹头在稠密大气层内以10~25Ma的高速度飞行,承受的气动载荷最大可达地球引力的数十倍,驻点气动加热温度最大可达上万摄氏度。弹道导弹是进攻性武器,按照作战任务



中远程弹道导弹

分为战略和战术两种类型,可携带核弹头和常规弹头。战略导弹的射程通常在1000 km以上,最大可达13000 km,射程低于1000 km的属于战术导弹。弹道导弹在20世纪50年代到80年代期间发展很快。弹头命中精度大大提高,圆概率误差(CEP)从当初的2~3 km降到了100 m以下;核弹头TNT当量从1000万吨降到了100万吨级以下;固体推进剂导弹逐渐取代液体推进剂导弹占据了统治地位;作战反应时间从数小时降到了1 min左右;导弹的发射方式经历了从地面、地下井井口、地下井井下固定发射到坑道、水下、公路、铁路等多种机动发射方式的发展过程。导弹采用了多弹头、多弹头分导、配备轻重诱饵以至机动弹头等突防措施,大大提高了导弹的突防能力和自身生存能力。战略核导弹已成为核威慑的主角,战术导弹在局部战争中得到了成功的应用。

(撰写:刘恒振 审订:梁思礼)

dandao daodan C³I

弹道导弹 C³I C³I for ballistic missile 全称为弹道导弹指挥、控制、通信和情报。包括战略导弹C³I和战术弹道导弹C³I。它们的组成、功能及特点参见战略导弹C³I和战术导弹C³I。各国都十分重视导弹C³I系统。导弹核武器的作战能力,不仅依靠导弹的性能和数目,而且依靠指挥和控制系统。C³I系统是战略威慑力量中一个不可忽视的因素。在现代战争中,C³I系统往往是被攻击的首选目标。在战争中,如能干扰或者摧毁敌方的C³I系统,将使敌方陷入瘫痪,甚至完全丧失战斗能力。

(撰写:伍赣湘 审订:魏其勇)

dandao daodan fangyu jihua

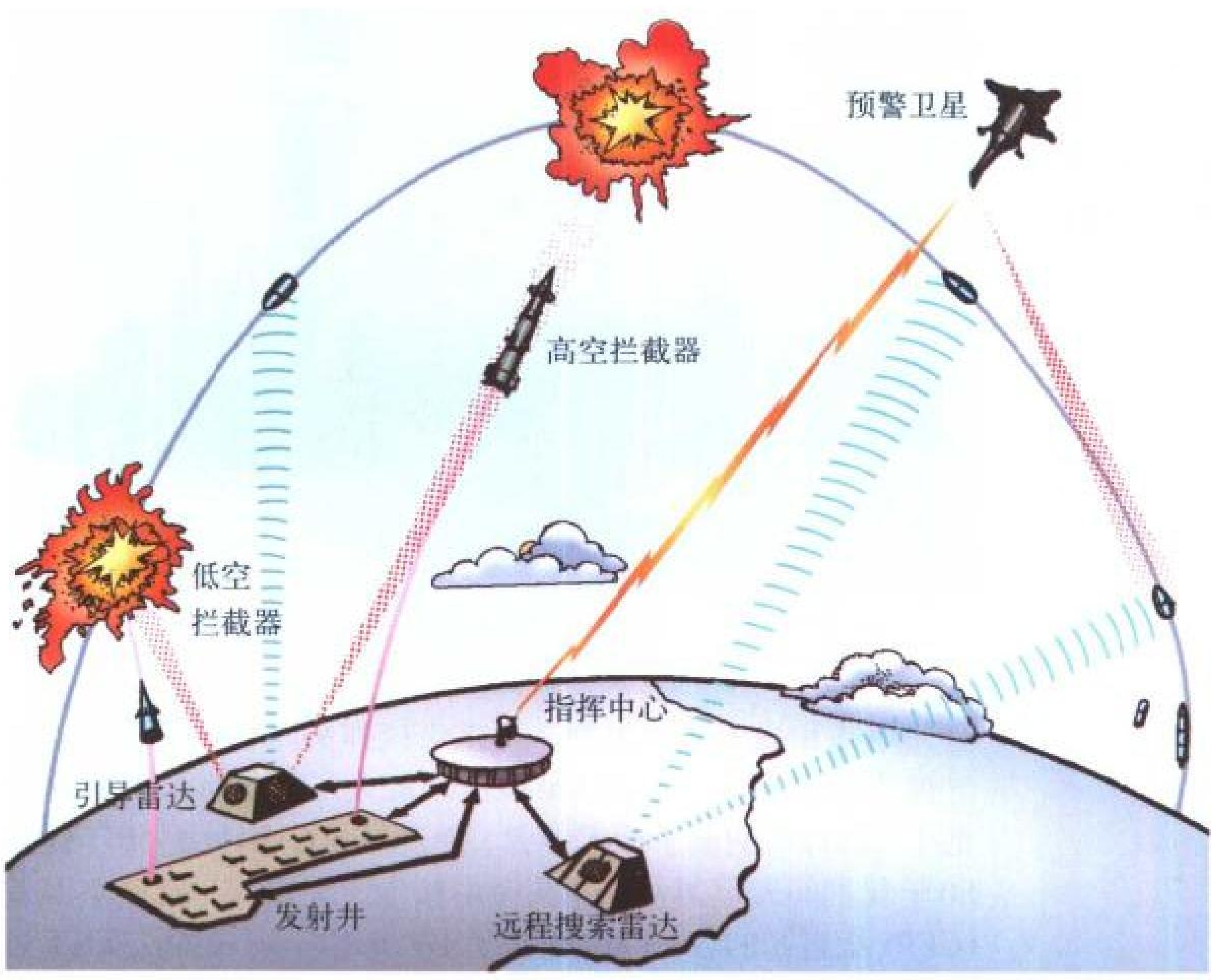
弹道导弹防御计划 Ballistic Missile Defense (BMD) program 美国以对付已有的和正在出现的威胁到美国及其盟国的弹道导弹为理由而提出的综合性防御计划。弹道导弹防御计划中最优先的是“战区导弹防御”(TMD)计划,其次是“国家导弹防御”(NMD)计划,第三是弹道导弹防御先进技术计

划(ATP),以便提高前两个防御系统未来的弹道导弹防御能力。

(撰写：雷朝阳　审订：王毓兰)

dandao daodan fangyu xitong

弹道导弹防御系统　ballistic missile defense system　又称反弹道导弹系统。防御弹道导弹攻击的武器系统。它通常由目标探测分系统、武器分系统(包括反导拦截武器和激光反导武器等多种类型)、指挥控制通信分系统等组成。美国和前苏联从20世纪50年代后期开始研究这种系统。美国先后发展了



弹道导弹防御系统示意图

“奈基—宙斯”、“卫兵”、“战区高空区域防御”(THAAD)系统；前苏联也曾从事先进弹道导弹防御技术的研究，以便和美国相对抗，先后研制了“橡皮套鞋”、“ABM-X-3”、S-300等系统。早期的系统主要是用核导弹反导弹，成本高，效果差。冷战时期美国曾实施“星球大战计划”(SDI)，以发展全面有效的非核反弹道导弹系统。1987年，美国对SDI计划作出重大修改，提出分阶段部署方案，1988年，进一步作了重大修改，表明SDI计划的起点在逐步降低。1991年1月，美国总统布什宣布将SDI计划转向重点研究“防御有限攻击的全球保护”系统。克林顿就任总统后，计划进一步被压缩。随着前苏联的解体，世界向多极化方向发展，美国于1999年提出了“国家导弹防御”(NMD)计划，取代SDI计划，用于研制对付有限数量战略导弹攻击的反导系统。

(撰写：何立萍　审订：王毓兰)

dandao daodan yujing xitong

弹道导弹预警系统　ballistic missile early warning system　用于早期发现来袭弹道导弹并测算其发射阵位、弹道参数，判定其要攻击的目标，为国家战略防御决策提供警报信息的系统。它是导弹战略防御体系和战略导弹部队指挥自动化系统的重要组成部分，一般包括预警卫星监视分系统和地面预警雷达分系统两大部分。预警卫星监视分系统能够及早发现在空间运动的弹道导弹或其它飞行器，并且不受地球曲率的限制，截获信息的覆盖范围广。该分系统用于探测和监视来袭地地或潜地战略弹道导弹的发射阵位，记录发射时间，探测飞行轨迹，向指挥控制中心传送有关数据。对地地洲际弹道导弹，该分系统一般可提供约25 min的预警时间。若在卫星上装有红外扫描探测器，可在几十秒内探测到来袭弹道导弹发动机的火焰，以判定该导弹的发射阵位，并利用导弹尾焰穿过电离层时所引起的电离层扰动，进一步鉴别和核实目标。装有长波红外探测器的预警卫星，可探测到发动机关机后的导弹和分离后的弹头及弹体。卫星上装有可见光探测器(如电视摄像装置等)，可拍摄到导弹发射和飞行运动的影像。地面预警雷达分系统一般由早期预警雷达、大型相控阵雷达、超视距雷达和作战指挥雷达等组成。它们组成的对付来袭地地洲际弹道导弹的地面预警雷达网，能覆盖来袭导弹方向的全部视界，作用距离为2500～6000 km，可提供15～25 min的预警时间；对付潜地弹道导弹的地面预警雷达网，能覆盖海岸线以外潜地弹道导弹的发射阵位，可提供2.5～20 min的预警时间。为确保预警信息准确可靠，弹道导弹预警系统应具备提供预警时间长、发现目标概率高、虚警率低和截获目标容量大等特性，并应有畅通的通信传输系统。该系统无论战时、平时都有较大的应用价值。弹道导弹预警系统随着弹道导弹技术的进步而不断发展。20世纪50年代末和60年代初，美、苏两国分别开始部署地面预警雷达网。70年代初，它们又利用地球静止卫星或大椭圆轨道卫星上的电子、光学探测设备，对来袭弹道导弹进行探测报知，但测量精度不高，并有虚警现象。80年代以来，为适应新的导弹防御需要，两国开始研究和建立能在全球范围内全弹道、多层次、多手段地监视、探测、判定和识别来袭弹道导弹的预警系统。

(撰写：岳福来　秦之瑾　审订：魏其勇)

dandao jixian guozai

弹道极限过载　trajectory limit overload　导弹在最大迎角(或最大侧滑角)状态下飞行时所对应的弹道法向过载。在飞行高度和速度一定时，法向过载将正比于导弹迎角(或侧滑角)。当迎角(或侧滑角)达到临界值，法向过载最大；超过临界值时，法向过载迅速减小，导弹飞行失速。因此在整个飞行过程中，导弹所产生的法向过载不得超过其弹道极限过载。

(撰写：羌铎　成楚之　审订：彭冠一)

dandao jiaozhifa

弹道矫直法　trajectory rectification method　又称导直法。它是前置系数 A 为变量的前置量法。主要是相对三点法而言将弹道矫直，特别是使其在导弹目标遭遇点前较平直。如选择前置系数

$$A=-m\frac{\dot{\varepsilon}_M}{\Delta\dot{r}}$$

式中 m 为常数；$\dot{\varepsilon}_M$ 为目标瞄准线角速度；$\Delta\dot{r}$ 为导弹目标距离对时间的导数。于是，导引方程为

$$\varepsilon=\varepsilon_M-m\frac{\dot{\varepsilon}_M}{\Delta\dot{r}}\Delta r\text{。}$$

(撰写：羌铎　成楚之　审订：彭冠一)

dandao pianjiao

弹道偏角　deflection angle of trajectory　描述速度矢量在横

向平面内的一个角度。它与弹道倾角相对应，有两种定义方法。第一种定义为速度矢量在发射坐标系XOZ平面（水平面）内投影与OX轴之间的夹角，定义域为$-\pi \sim \pi$（见弹道倾角图1）。第二种定义为速度矢量与发射坐标系XOY平面之间的夹角，定义域为$-\pi/2 \sim \pi/2$（见弹道倾角图2）。弹道倾角θ与弹道偏角σ两个角度可以确定速度矢量在发射坐标系中的指向。

第一种定义用速度分量表示时为：

$$\sigma = \begin{cases} -\mathrm{tg}^{-1}(\dfrac{V_z}{V_x}) & \text{当 } V_x \geqslant 0 \\ \pi - \mathrm{tg}^{-1}(\dfrac{V_z}{V_x}) & \text{当 } V_x < 0,\ V_z \leqslant 0 \\ -\pi - \mathrm{tg}^{-1}(\dfrac{V_z}{V_x}) & \text{当 } V_x < 0,\ V_z > 0 \end{cases}$$

第二种定义为：

$$\sigma = \mathrm{tg}^{-1}(-\frac{V_z}{\sqrt{V_x^2+V_y^2}})\text{，取主值范围；}$$

$$\text{或 } \sigma = \sin^{-1}(-\frac{V_z}{V})\text{，取主值范围。}$$

习惯上，弹道导弹常用第二种定义方法，而地空、空空等战术导弹则常用第一种定义方法。

（撰写：曹国敏　审订：王玉堂）

dandao qingjiao

弹道倾角　slope angle of trajectory　描述速度矢量在垂直平面内的一个角度。习惯上使用两种定义。一种定义为导弹速度矢量与发射坐标系XOZ平面（水平面）之间的夹角，这时弹道倾角定义域为$-\pi/2 \sim \pi/2$，即在水平面之上定义为正，在水平面之下为负，见图1。第二种定义为速度矢量在发射坐标系XOY平面上的投影与OX轴之间的夹角，这时弹道倾角定义域为$-\pi \sim \pi$，从OX轴绕OZ轴正向旋转时为正，反向旋转时为负，见图2。

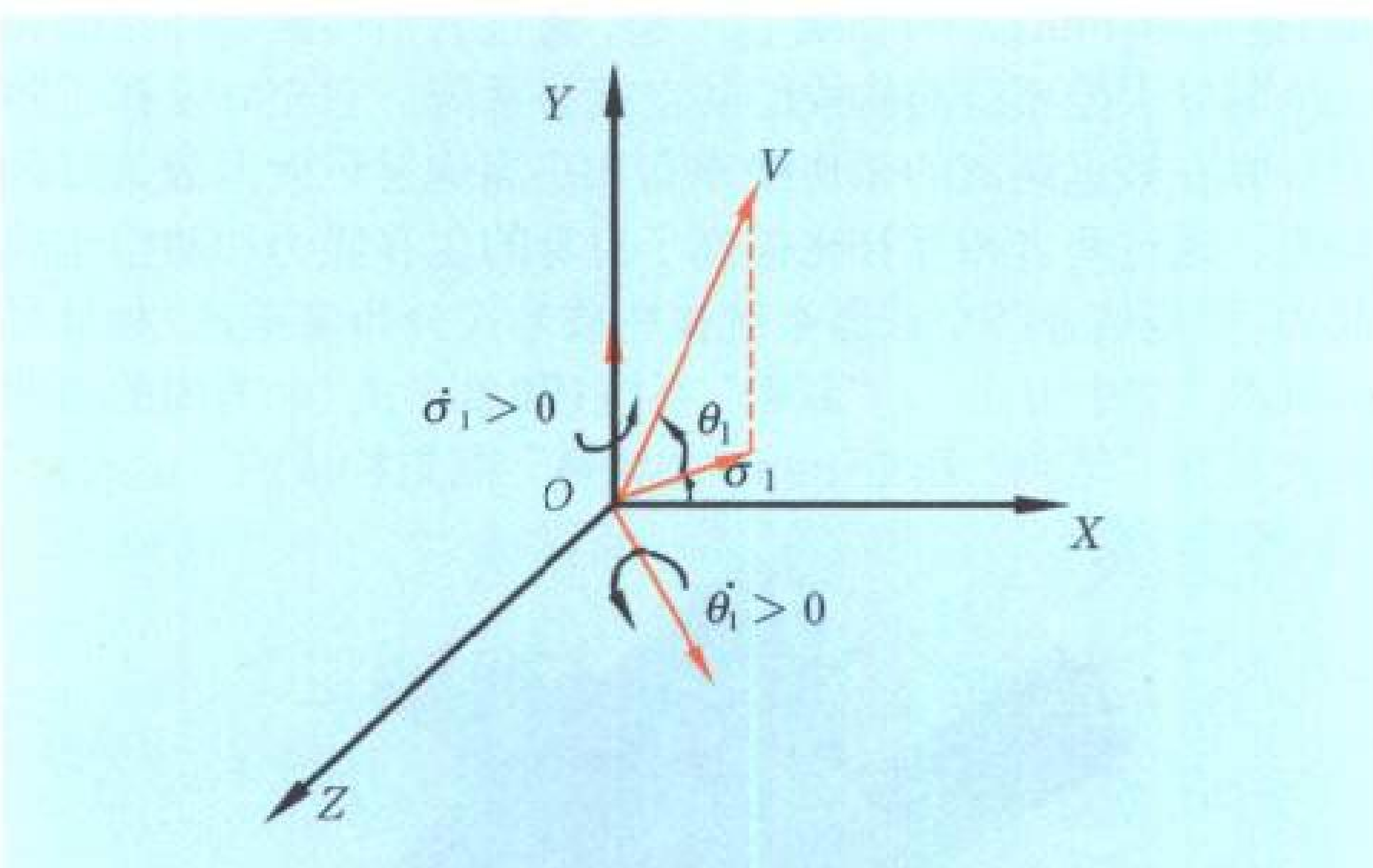


图1 弹道倾角、偏角第一定义示意图

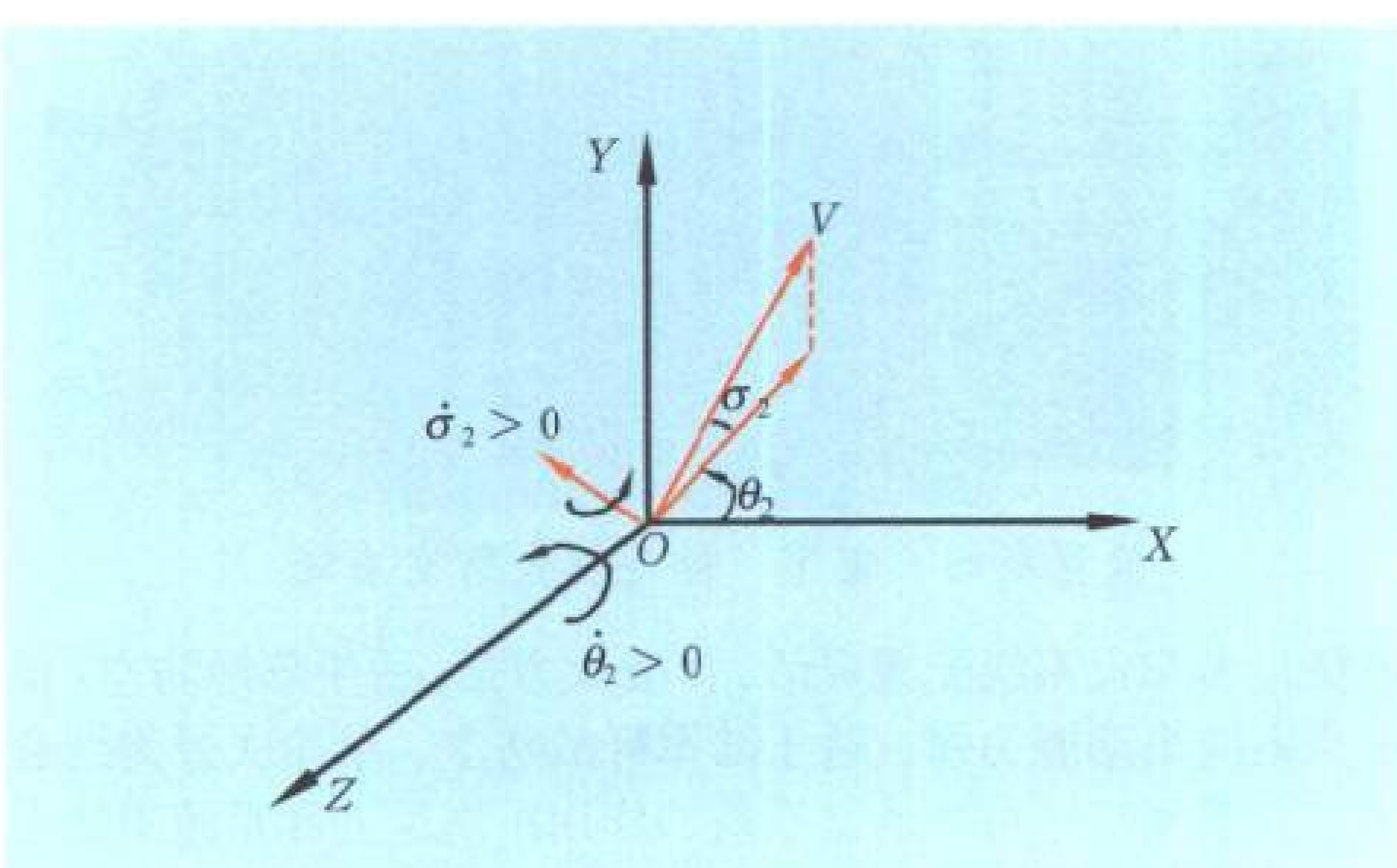


图2 弹道倾角、偏角第二定义示意图

如果用速度分量来描述弹道倾角，则第一种定义为：

$$\theta = \sin^{-1}(\frac{V_y}{V})\text{，取主值范围；}$$

$$\text{或 } \theta = \mathrm{tg}^{-1}(\frac{V_y}{\sqrt{V_x^2+V_z^2}})\text{，取主值范围。}$$

第二种定义为：

$$\theta = \begin{cases} \mathrm{tg}^{-1}(\dfrac{V_y}{V_x}) & \text{当 } V_x \geqslant 0 \\ \pi + \mathrm{tg}^{-1}(\dfrac{V_y}{V_x}) & \text{当 } V_x < 0,\ V_y \geqslant 0 \\ -\pi + \mathrm{tg}^{-1}(\dfrac{V_y}{V_x}) & \text{当 } V_x < 0,\ V_y < 0 \end{cases}$$

习惯上，弹道导弹常用第二种定义方法，地空、空空等战术导弹常用第一种定义方法。为便于分析问题，中、远程弹道导弹自由飞行段、再入段常使用当地弹道倾角一词，该角度为弹头速度方向与当地水平面之间的夹角。在自由飞行段升弧段$\theta_d > 0$，弹道最高点$\theta_d = 0$，降弧段$\theta_d < 0$。

（撰写：曹国敏　审订：王玉堂）

dandao qulü

弹道曲率　trajectory curvature　导弹质心运动轨迹的弯曲程度。曲率的倒数为曲率半径。如果用K、ρ表示曲率和曲率半径，则

$$\begin{cases} K = \dfrac{\dot{\theta}}{V} \\ \rho = \dfrac{1}{K} = \dfrac{V}{\dot{\theta}} \end{cases}$$

式中　V为导弹飞行速度，$\dot{\theta}$为速度方向的变化率。曲率大、曲率半径小，表示弹道越弯曲。数学中的曲率表示为一曲线切线方向对路径的微分，即$K=\frac{\mathrm{d}\theta}{\mathrm{d}s}$，式中$\theta$为切线方向变化角度，$s$为曲线长度，上式对时间$t$求导

$$K = \frac{\mathrm{d}\theta/\mathrm{d}t}{\mathrm{d}s/\mathrm{d}t} = \frac{\mathrm{d}\dot{\theta}}{V}$$

与弹道曲率表达式是一致的。导弹的横向过载与弹道曲率（或$\dot{\theta}$）成正比，因此弹道曲率是一个重要的性能参数。

（撰写：曹国敏　审订：王玉堂）

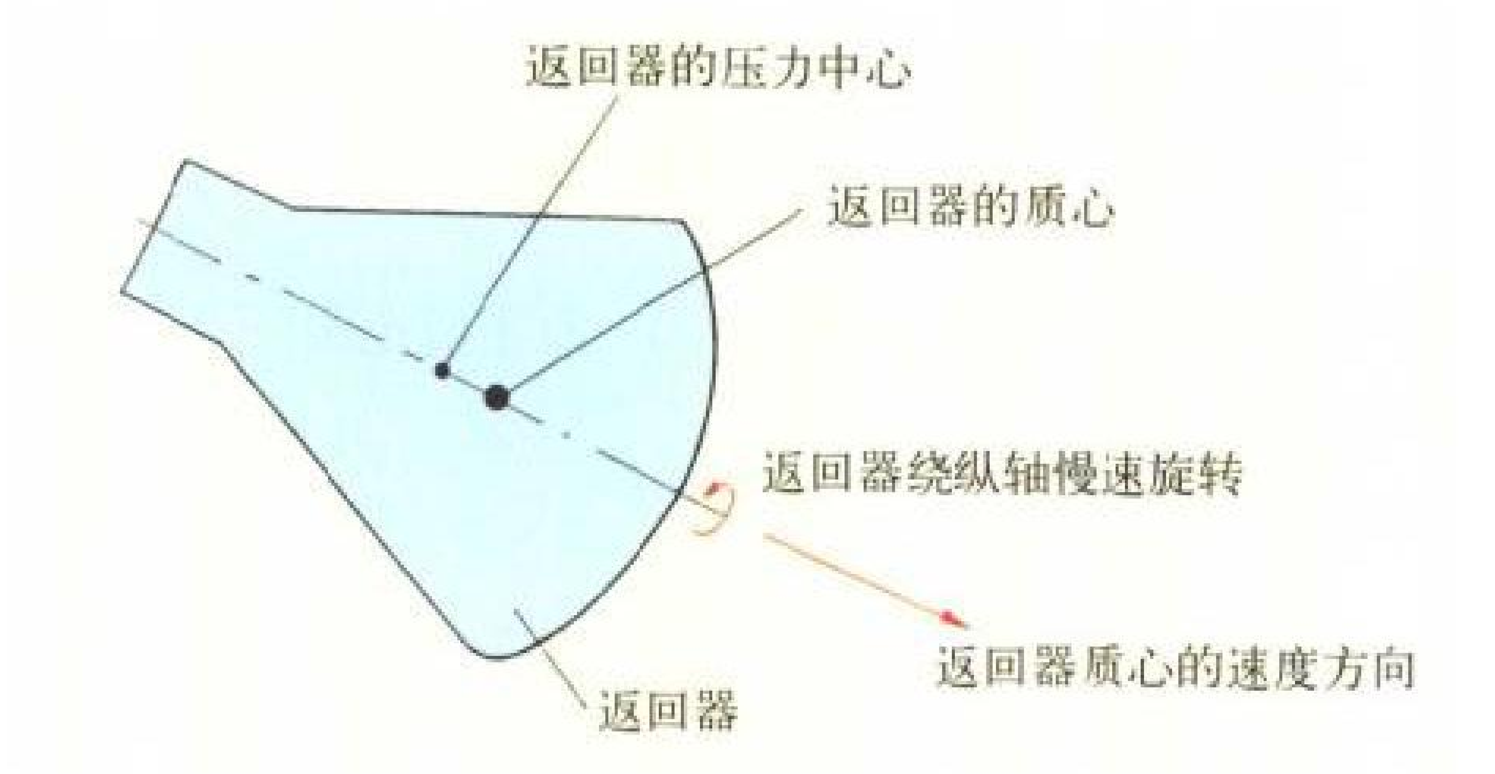
dandaoshi fanhui

弹道式返回　ballistic return　弹道式返回器从太空轨道返回地面并安全着陆的方式。其主要特点是返回器再入飞行过程中受到的空气动力只有阻力，没有升力，或虽有升力，但对升力不加控制。它是技术相对简单，最早实现的一种返回方式。前苏联的“东方号”、“上升号”载人飞船和美国的“水星号”载人飞船以及中国返回式卫星的返回舱均采用这种返回方式。参见返回器、返回方式和弹道式再入。

（撰写：林斌　审订：李大耀）

dandaoshi zairu

弹道式再入 ballistic reentry 返回器在再入地球稠密大气层的过程中，运动时产生阻力、不产生升力或虽产生升力但对升力的大小和方向不加以控制的再入。弹道式再入的主要特点是：最大减速度主要由再入角、再入速度和大气特征所决



只有阻力、不产生升力的弹道式再入原理图

定，几乎与弹道系数无关。弹道式再入一般应用于采用旋成体外形、大头朝前的返回器，这种返回器的压力中心位于质心之后，且在返回器的纵轴上。在再入地球稠密大气层的过程中，弹道式再入的返回器通过控制返回器绕纵轴(滚动轴)慢速旋转，来减小扰动力对返回器着陆点散布的影响；同时也对偏航轴和俯仰轴进行角速率阻尼，使返回器以接近零迎角、零升力状态在稠密大气层内运动。这种产生阻力不产生升力的弹道式再入，返回器的控制系统简单、可靠，但由于不能利用升力控制着陆点，因此着陆点散布大、再入过载的峰值高。虽产生升力、但对升力的大小和方向不加控制的弹道式再入又称无控再入。参见*无控再入*。

（撰写：李颐黎　审订：李大耀）

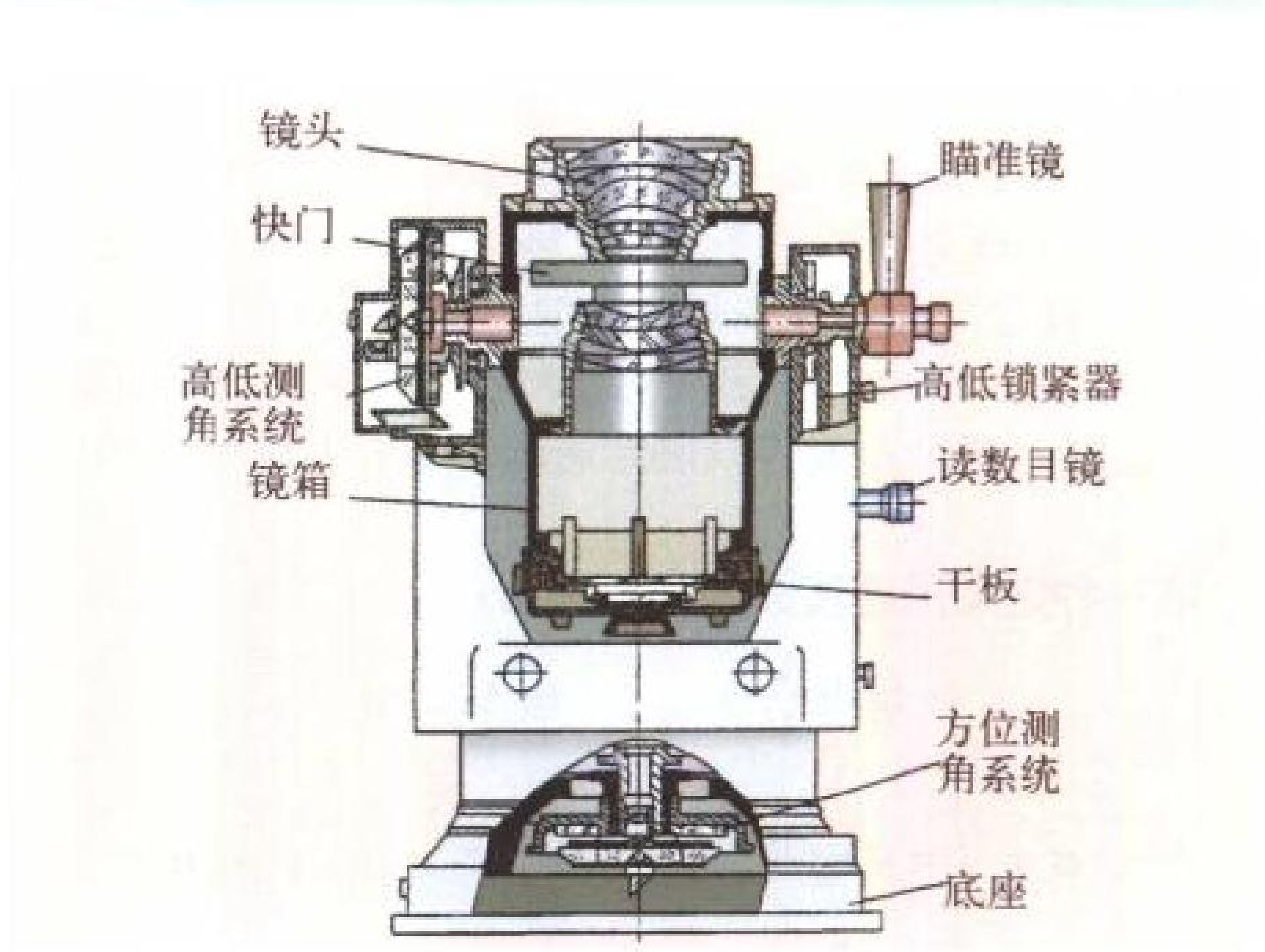
dandao xuyong guozai

弹道需用过载 required overload of trajectory 导弹沿给定导引方法规定的弹道飞行所需要的法向过载。需用过载表示为使导弹命中目标，弹道需要弯曲的程度。它与导弹运动特性、结构质量特性、推力特性、导引方法及目标运动特性有关。需用过载沿弹道各点是变化的。需用过载是确定导弹可用过载的主要因素。对于一般导弹，可用过载是在需用过载的基础上增加少量的过载余量；但对于快速控制接近目标的导弹，希望可用过载比需用过载大得多，以保证弹道起伏的需要。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

dandao zhaoxiangji

弹道照相机 missile ballistic camera 用单张摄影干板经多次曝光对导弹、火箭等目标的弹道或运动轨迹进行摄影记录的一种固定式大画幅照相机。弹道照相机的测量系统一般包括弹道照相机本机、快门及同步控制系统、程序控制及记时系统、光电接收系统、时间统一系统(时统)和目标上的连续或闪光光源。单台弹道照相机用中心投影原理确定目标相对于相机主点的空间指向，多台弹道照相机用精确计时、同时摄影和交会测量原理确定目标在空间的坐标。当发光目标及恒星进入相机视场所包罗的空间时，通过快门按一定时间间隔对恒星和目标多次曝光，将运动目标及恒星像点记录在相干板上。由于目标曝光时背景也多次曝光，所以在亮背景下弹道照相机的干板会产生曝光过量，因而难以分辨出目标。所以在大多数情况下，弹道照相机只适宜于夜晚工作。弹道



DX 系列弹道照相机结构图

照相机按相机工作时所采用的定向基准和精度的不同，有恒星定向及度盘定向两种工作方式；按被测目标种类的不同，有闪光光源及连续光源两种工作方式。弹道照相机的测量精度高，可作为光学及无线电外弹道测量设备的精度鉴定和校准设备。进行精确测量或对光学及无线电外弹道测量设备进行鉴定和校准时，弹道照相机以恒星定向方式工作，使用闪光光源目标，并对各项系统误差进行校正或控制，以达到较高的测量精度。在测量精度要求不高时，弹道照相机以度盘定向方式工作，使用连续发光目标。

（撰写：朱耆祥　审订：刘树洪　李邦复）

danpao jiehe fangkong wuqi xitong

弹炮结合防空武器系统 missile-gun integrated air defense weapon system 由低空近程防空导弹或便携导弹与小口径高炮(通常40 mm以下)综合在一起，通过共用搜索指挥系统和(或)制导火控系统而构成的防空武器系统。它充分发挥了防空导弹在较远距离的杀伤概率高和小高炮近距射击效果好的特点，通过两者相互补充提高了自身的生存能力和防空作战能力。弹炮结合防空武器系统按构成形式分为多车式(如最早出现的“空中卫士”/“麻雀”系统)和单车式(如美国的由便携式导弹“尾刺”和25 mm“加特林”高炮构成的“运动衫”



俄罗斯的“铠甲”弹炮结合防空系统

系统)。多车式系统配置灵活，作战火力强，适于阵地防空；单车式系统机动能力强，适于陆军野战防空。单车式弹炮结合防空武器系统还可按武器系统的作用距离远近和系统重量大小分为轻型和重型系统。便携式导弹和小口径高炮构成的系统为轻型弹炮结合防空武器系统，如美国的“复仇者”系统。

低空防空导弹和高炮构成的为重型弹炮结合防空武器系统，如俄罗斯的“铠甲”S－1。后者更适合于未来陆军的防空作战需要，可以对付多种不同目标。

（撰写：林玉琛　审订：张志鸿）

danti baohutong

弹体保护筒　weather-proof housing for missile body　在弹体贮存、运输过程中起保护作用的筒。它用以隔离或衰减外环境的影响，保护贮存、运输中的导弹弹体。保护筒具有足够的强度和刚度，以承受贮运过程中的各种载荷和可能遇到的意外情况产生的附加载荷。保护筒中弹体支承数量、支承面积和支承刚度能保证贮运过程中的弹体受力和变形在弹体允许范围内。为隔离外环境的浸蚀和影响，要求保护筒密封，有时导弹贮存环境要求保护筒需抽除空气充填氮气。对固体导弹弹体的贮运，通常有温度要求，此时保护筒内需设计一定厚度的保温层。对中小型导弹，保护筒通常做成整体结构，弹体由端头装卸。对大中型导弹，通常采用吊装装卸弹体，保护筒需做成分体式结构，保护筒由中间分离的两个半筒体和两端盖组成。装卸弹体时打开端盖和上筒体，装填（或吊出）弹体后，合上上筒体和两端盖并固紧。

（撰写：方铭祖　审订：李淑瑛）

danti baowen yunshuxiang

弹体保温运输箱　missile body temperature control transportation container　维持弹体温度的隔热运输箱体。弹体装入隔热箱体固定可靠后，通过测温系统测试箱内温度是否满足使用要求。若不满足要求，通过380 V外接电源启动箱体两端的空调机组（冷暖型）进行调节。该隔热箱体通过公路车或铁路车自备380 V车载电源可以实现弹体公路运输或铁路运输。

（撰写：毛成元　审订：蔡连贵）

danti gunzhuan zhijiache

弹体滚转支架车　missile body rolling carriage　供固体导弹长期停放、具有滚转功能的支架车。在弹体长期存放的过程中，为避免弹上药柱、氧化剂和燃烧剂沉着，需定期翻转弹体，变换停放角度。该车由支架，上、下包环（带滚轮）和手动传动部分组成，具有带载行走能力。

（撰写：竺伊文　审订：蔡连贵）

danti jiegou

弹体结构　missile body structure　又称导弹结构。它是具有一定外形，能满足生产、装运、发射、飞行和摧毁目标的要求，将弹上各设备和部件牢固地结合在一起的整体。它包括：舱体结构，将弹上的主要设备安装在其内，分成若干舱段用径向或轴向联结件联成一体，能承受导弹工作状态下的各种载荷；翼面和舵面结构，承受升力和操纵力，并将力传到舱体；防热和涂覆结构，由防热、隔热材料组成，防止气动加热和动力系统热源传向舱体和设备，保证良好的工作条件；附属结构，包括装运、发射的支挂、吊挂等辅助结构，以及外伸或内藏的天线或特殊要求的支点、支架等。另外，弹上电缆网安放装置也属于弹体结构。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

dantou jidong fadongji

弹头机动发动机　warhead maneuver engine　弹头进行机动飞行时使用的小推力火箭发动机。弹头机动飞行是弹头突防的主要措施。弹头机动飞行可分为按预定轨道的程序机动和自主躲避机动。后者在弹头上装有目标探测器，当发现有敌方拦截时，自动发出躲避机动的指令，避免被敌方击中。弹头机动发动机的特点是：(1) 小型化。为此要提高发动机的燃烧室压力，一般为4～6 MPa。(2) 结构质量小。推力室采用碳/碳复合材料，或用钛合金材料，并相应采取液膜冷却和再生冷却措施。(3) 具有快速响应能力。起动响应时间（从发出起动指令至推力（燃烧室压强）达到稳定值的90%的时间）$t_{90}\leqslant 10$ ms，关机响应时间（从发动机电磁阀接受关机指令至推力（燃烧室压强）下降到稳定值的10%的时间）$t_{10}\leqslant 10$ ms。该类发动机常用的推进剂为四氧化二氮和肼类燃料（一甲基肼、偏二甲肼和肼），并采用挤压式供应系统。

（撰写：金贵全　审订：朱森元）

dantou kongzhi xitong

弹头控制系统　reentry vehicle control system　在弹头飞行的过程中，测量运动参数并建立弹道与目标信息之间的联系，保持弹头飞行的稳定性，接受控制指令信号并转换成发动机控制力或空气舵的机械运动，以改变或保持弹头的航向，完成使弹头到达目标所必需的功能的整套装置。弹头控制系统有稳定和调整弹头姿态的姿态控制，有旨在消除弹头滚速过零及滚动共振的滚速控制，有完成子弹头旋转抛撒的抛撒控制，有改变弹头飞行弹道、使之做机动飞行的机动控制，有弹头接近目标飞行段所要进行的末段控制等不同的控制内容。在一种导弹弹头中，可根据实际需要，采用一种或多种控制方式，实现对弹头的有效控制。

（撰写：唐统悟　审订：薛成位）

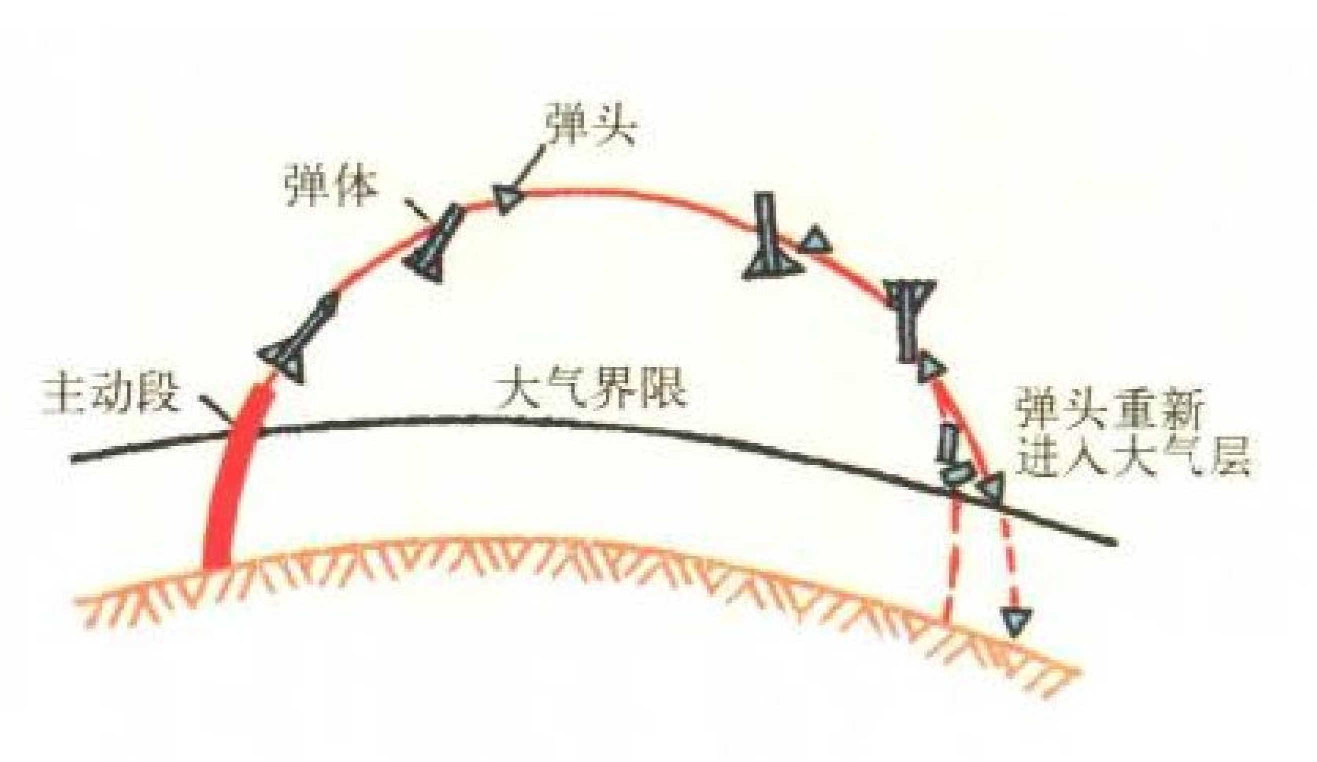
dantou weili

弹头威力　warhead explosive power　弹头到达预定的攻击区，在引控系统正常工作的条件下，对目标的毁伤能力，亦即弹头爆炸产物对周围介质作功的总和。不论是常规弹头还是核弹头，其威力都用梯恩梯当量表示。核弹头的威力，通常以核战斗部在预定的位置爆炸时释放的能量，折合为相当于多少吨梯恩梯炸药爆炸所释放的能量来表示。梯恩梯当量的单位用吨、千吨、万吨或百万吨。

（撰写：于德滨　审订：薛成位）

dantou zairu

弹头再入　warhead reentry　弹头重新返回地球稠密大气层的过程。地球稠密大气层界限的高度一般定为海拔80～120 km，此高度又称再入高度。近代的弹道式导弹都设计成为可分离的，其飞行过程如图所示。当导弹飞行到主动段终点、发



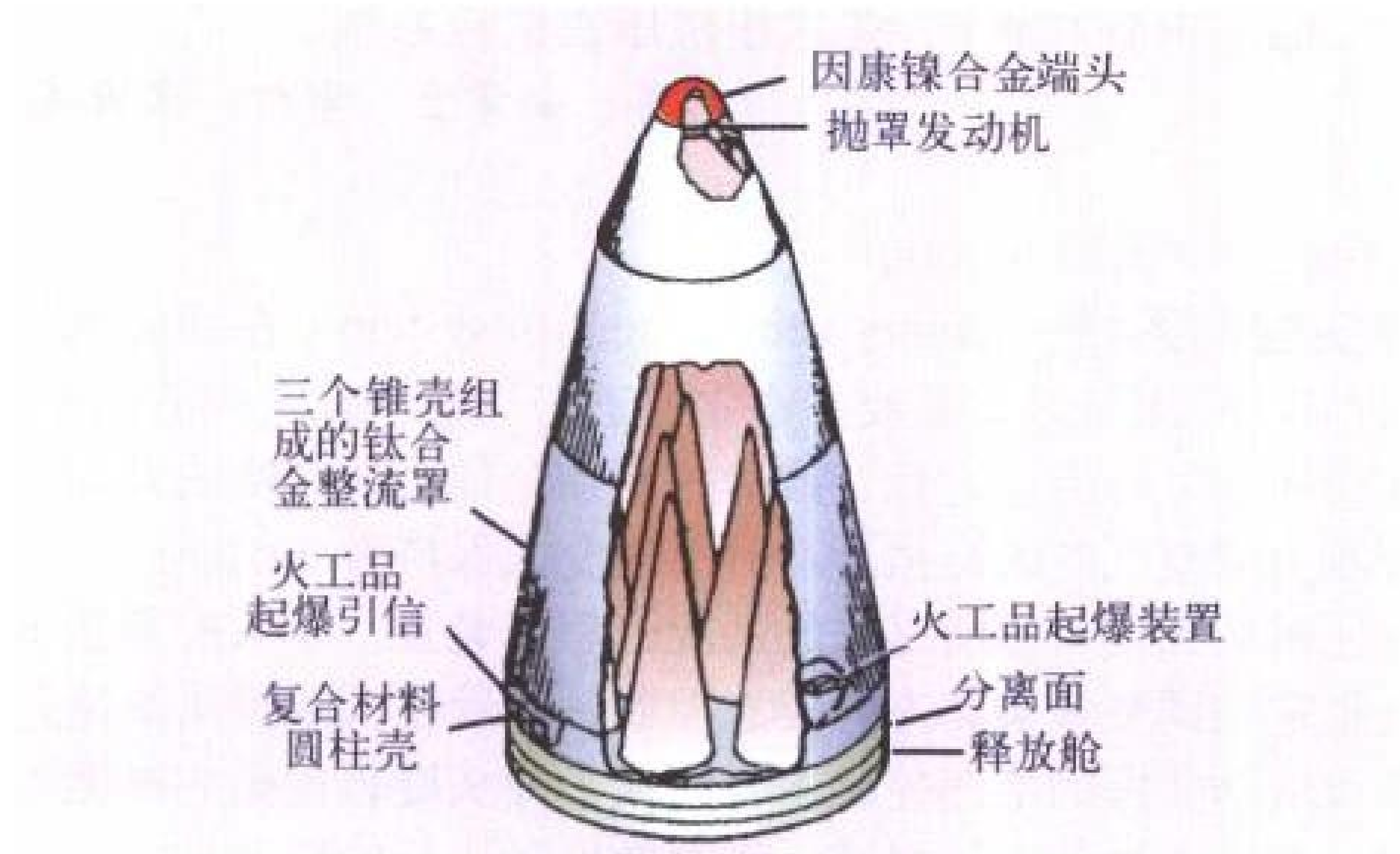
头部可分离弹道式导弹的飞行过程

动机关机后，弹头与弹体自动分离。其后，弹头、弹体都在地球引力下做惯性自由飞行。弹头重新进入大气层时，由于有一定的飞行稳定性，能使其顶端朝地球目标（落点）飞去。

（撰写：于德滨　审订：薛成位）

dantou zhengliuzhao

弹头整流罩　warhead dome　减少气动阻力和干扰，保护弹头（或子弹头）不受力、热等自然环境和核环境影响的薄壳结构组合件。整流罩要求尽量缩短长度和减小质量。它一般在主动段发动机关机后，按程序指令抛掉。抛罩的一般程序是：按指令先使火工品起爆，由沿整流罩底部四周配置的聚能炸药索切断弹头整流罩与下舱结构的连接，与此同时抛罩发动



弹头整流罩示意图

机点火，使弹头整流罩向前飞出，并偏离原来的弹道。

（撰写：于德滨　审订：薛成位）

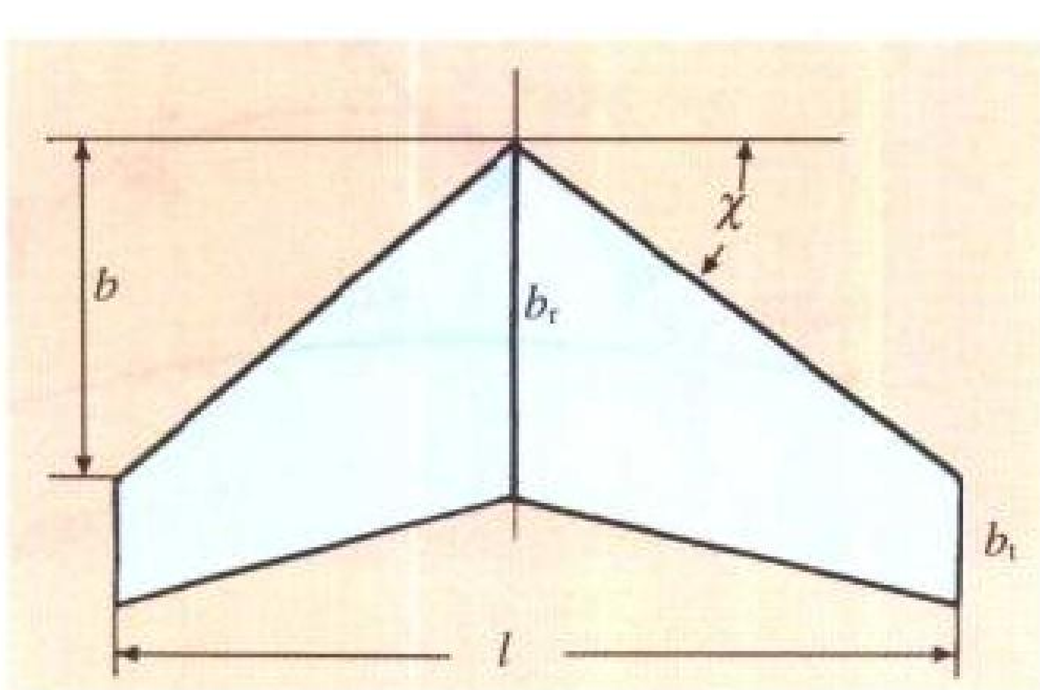
dantou zitai kongzhi xitong

弹头姿态控制系统　reentry vehicle attitude control system　用于控制导弹弹头的姿态使之保持稳定，或根据需要进行调整，以提高命中精度的系统。它可以在弹头与弹体分离后，实现弹头在飞行弹道中段的姿态稳定，同时可根据突防的需要，按预定程序调整弹头的姿态角，并释放诱饵组合体，以保证诱饵的空域分布。在弹头再入前，该系统可调整弹头姿态，实现小迎角再入。它还可以使弹头以一定的角速率绕其纵轴慢速旋转，减小配平迎角影响，以提高弹头的落点精度。由于弹头在弹道中段飞行时间较长，弹头姿态控制系统在方案设计上多选择继电式控制方案，以节省能源，减小燃料质量。同时，在系统设计中还应采用小型化部件，实现弹头姿态控制系统的小型化和轻质化，增大导弹的射程。

（撰写：胡传训　审订：薛成位）

danyi pingmian jihe texing

弹翼平面几何特性　wing-plane geometric characteristics　表征弹翼平面形状的几何参数的总称。主要包括：弹翼面积 S、翼展 l、展弦比 λ、梢根比 η、翼根弦长 b_r、翼尖弦长 b_t、平均几何弦长 $\bar{b}$ 和后掠角 χ。它们之间的关系如下



弹翼平面几何特性图

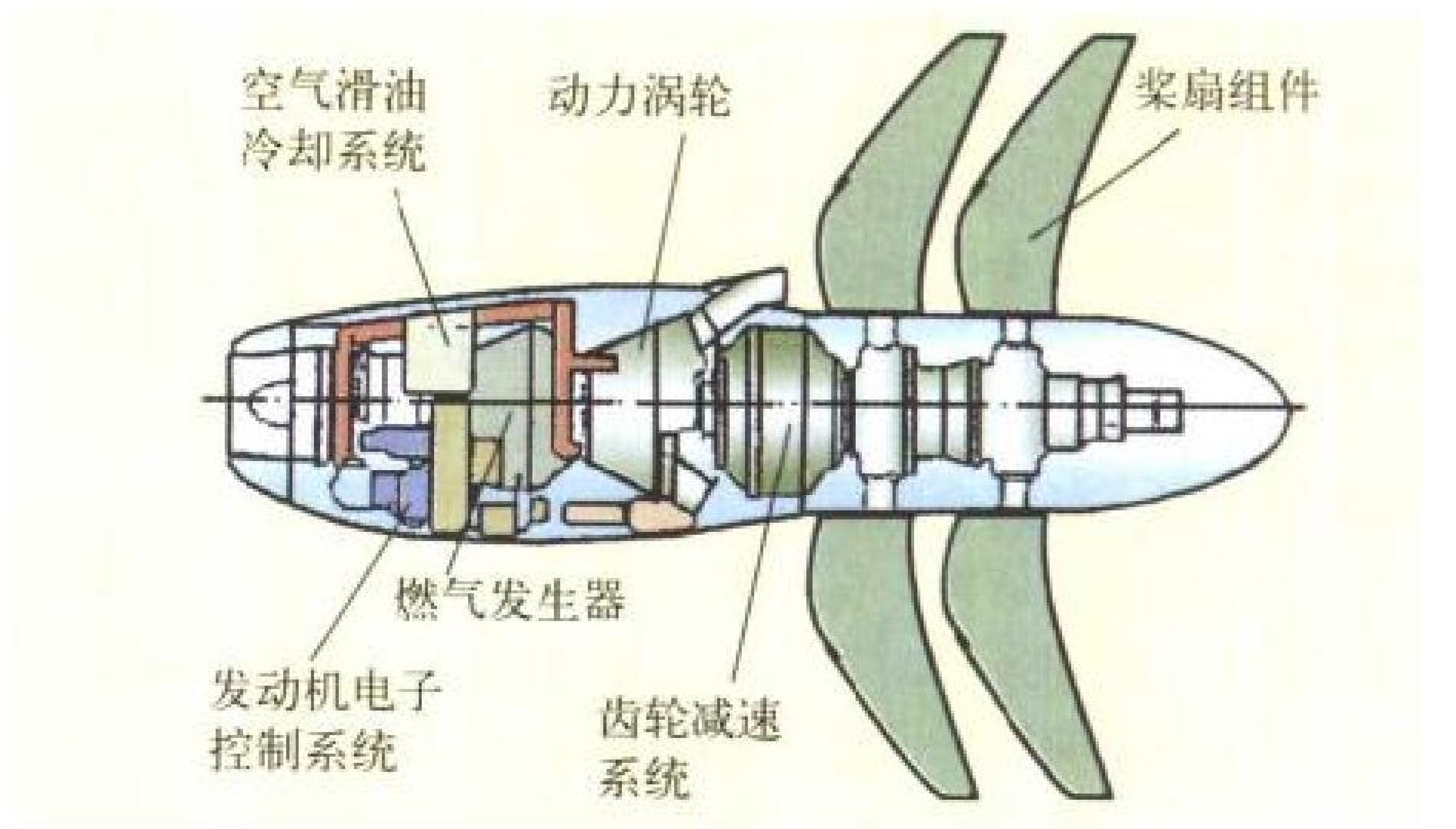
$$\lambda=\frac{l^2}{S}，\ b_r=\frac{2S}{1+\eta}，\ \eta=\frac{b_t}{b_r}$$

$$\bar{b}=\frac{2}{3}\ \frac{2S}{(l+\eta)}\ (\frac{1+\eta+\eta^2}{\eta})，\ b=\frac{l}{2}\mathrm{tg}\chi。$$

（撰写：刘恒振　审订：宣　平）

danyong jiangshan fadongji

弹用桨扇发动机　profan engine for missile　专用于导弹的桨扇发动机。桨扇发动机是一种无外涵道涡扇发动机，可用作远程巡航导弹的动力装置。桨扇发动机推进效率可达



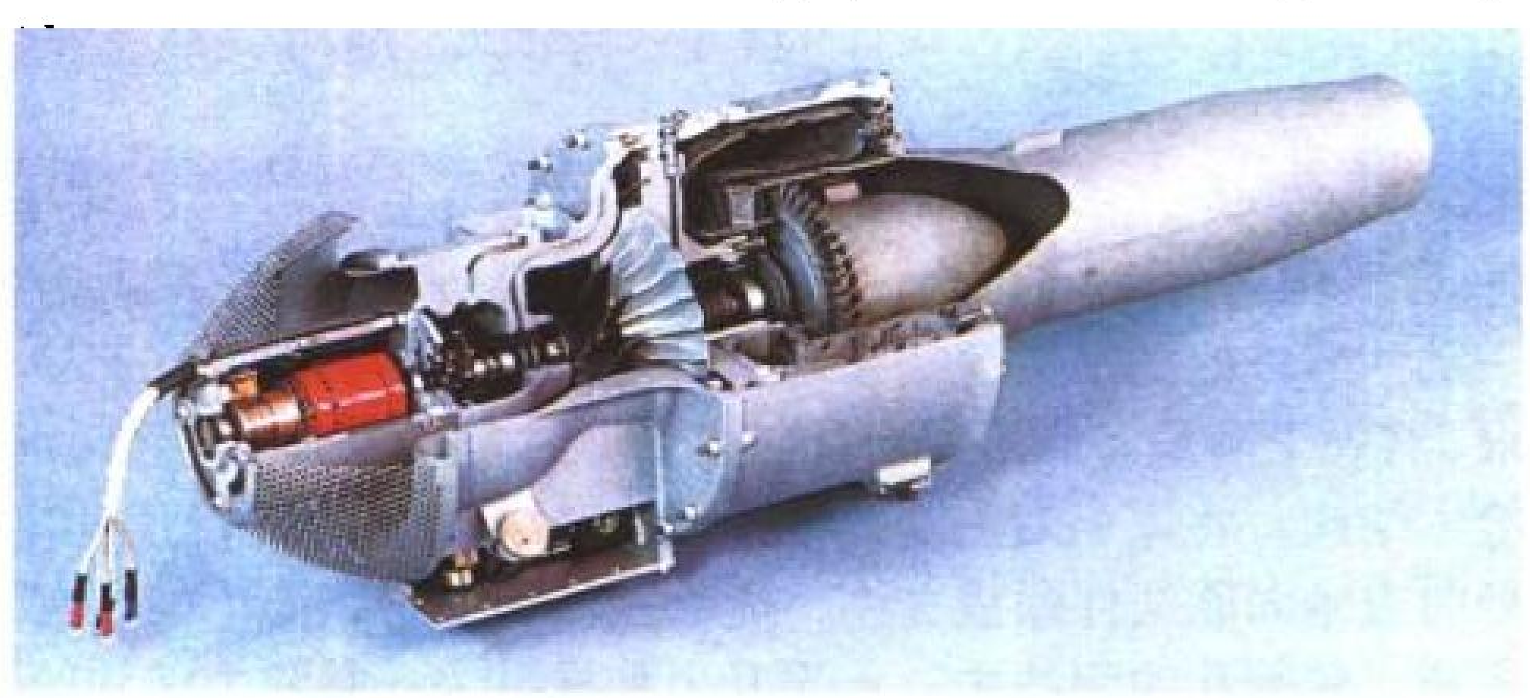
对转式桨扇发动机构造示意图

90%～95%，相应发动机耗油率比涡扇发动机约低25%～30%。桨扇发动机由燃气涡轮核心机、低压压气机、动力涡轮、齿轮减速系统、桨扇组件等组成。通常桨扇发动机具体构造形式有3种：单转式桨扇发动机，即桨扇朝一个方向转动的桨扇发动机；对转式桨扇发动机，即两排桨扇朝相反方向转动的桨扇发动机；涵道桨扇发动机，即带整体外罩的桨扇发动机。一般选用对转式桨扇发动机构造形式（见图）。

（撰写：孙振宗　审订：张振家）

danyong wopen fadongji

弹用涡喷发动机　turbojet engine for missile　专用于导弹的涡喷发动机。它是一种一次使用、短寿命、短时间工作的微型涡喷发动机。弹用涡喷发动机构造简单、制造成本低而迎面推力大。这种发动机由压气机、燃烧室、涡轮、尾喷管组成，具有尺寸小、推力小、转速高（≥40000 r/min）、质量小



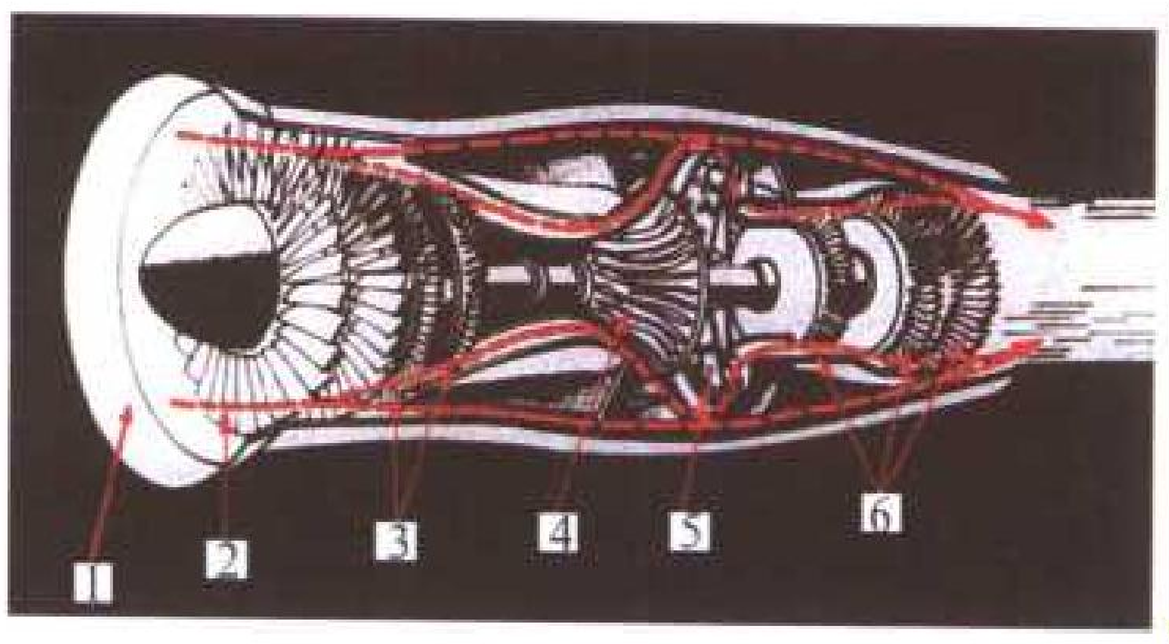
弹用涡喷发动机

的特点。发动机多采用整体式结构，零部件数量少，零件选用低价位材料，并大量缩减机械加工工作量，附件系统要求简单可靠。发动机供油控制系统与弹控制系统组成发动机闭环自动控制系统。要求发动机在空中快速起动，在数秒钟内达到额定推力，点火系统采用烟火点火器，起动系统多采用空中风车状态起动或火药起动器起动方式。弹用涡喷发动机通常应用在射程100～500 km的飞航导弹上。

（撰写：孙振宗　审订：张振家）

danyong woshan fadongji

弹用涡扇发动机 turbofan engine for missile 专用于导弹的涡扇发动机。它是一种一次使用、短寿命、耗油率低的微型涡扇发动机。弹用涡扇发动机的制造成本低，迎面推力大。这



涡扇发动机剖视图

1—发动机进气口；2—轴流式风扇；3—二级轴流式低压压气机；4—离心式高压压气机；5—环形燃烧室；6—高低压涡轮

种发动机具有推力小（≤5000 N）、涵道比小（1.0～1.1）、转速高（50000～64000 r/min）、单位迎面推力高（≥4 N/cm²）、耗油率低（0.06～0.067 kg/(N·h)）的特点。为了降低发动机的成本，发动机构造和附件系统大都简化，零部件的数量少，多选用低价位的材料和减少机械加工的整体式结构。为了提高微型涡扇发动机部件的效率，在部件构造选型上要根据涡扇发动机的组成和性能要求选用宽弦叶型轴流风扇、径流式压气机、甩油盘型半折流式环形燃烧室、高焓降比高压涡轮、带叶冠的低压涡轮，以及内外涵混合型尾喷管等。

（撰写：孙振宗　审订：张振家）

danzai cekong shebei

弹载测控设备 missile-borne tracking, telemetry and command equipment 配合地面测控系统完成测控任务的弹上装载的设备总称。通常称为弹载合作目标。包括雷达应答机、引导信标机、遥测发射机、遥控指令接收机和激光合作目标等。弹上雷达应答机有两种：一种是脉冲雷达应答机，可以单站、双站、3站应答地面脉冲雷达的询问信号，配合地面脉冲雷达测量 R、A、E；另一种是连续波应答机，配合地面高精度连续波测量设备（干涉仪或连续波多站测速设备）测量 R、$\dot{R}$、r、$\dot{r}$ 等元素（符号所代表的含义参见**弹道测量体制**）。引导信标机发出连续波引导信号，地面引导仪接收后，同步引导其他测控设备。遥测发射机向地面发送弹上调频遥测信号。遥控指令接收机接收地面遥控设备发送的安全遥控信号，向安全执行机构发出安全指令。激光合作目标是一种光学反射器，为地面激光设备提供光辐射信号。弹载测控设备的性能除了和地面测控设备的电器性能相协调完成预定的测控任务外，其电磁兼容、体积、质量、功耗、承受冲击、振动等物理性能也需符合弹载要求。

（撰写：黄学德　审订：单文增）

danzai fasheji

弹载发射机 missile-borne transmitter 产生射频辐射功率的弹上装置。弹载发射机一般分为两类，一类是用在主动雷达导引头或引信上作为探测目标的装置；另一类是用于向地面制导站作为传输数据的数据传输装置，如用于通过导弹跟踪（TVM）制导系统。按发射机振荡方式的不同又可分为振荡式发射机和放大式发射机。目前在导弹上广泛应用的是放大式发射机，它是在低功率电平上产生高质量的稳态振荡，经调制、放大达到输出功率电平的发射机。一般选用高性能行波管、速调管及固态组件放大器。放大式发射机的特点是：发射信号的频率稳定度高、相位噪声小；可利用频率综合技术得到全相干特性；适于采用复杂的信号调制形式，如脉冲压缩信号和编码脉冲信号等，而且还适于快速变换发射信号的频率和信号形式。

（撰写：梁棠文　王毓兰　审订：陈训达）

danzai jisuanji

弹载计算机 missile-borne computer 又称弹上计算机。装在导弹（运载火箭）里，对导弹（运载火箭）飞行进行实时控制和数字信号处理等的专用嵌入式计算机。弹载计算机的主要任务是进行控制计算和辅助计算，是导弹（运载火箭）制导与控制系统的重要组成部分。它接收导弹（运载火箭）制导系统中测量装置输出的导弹（运载火箭）飞行参数及GPS等外来数据，按导引、姿态控制、自毁、弹头解除保险等要求，对接收的数据进行实时计算和处理并产生必要的控制信号。某些弹载计算机还承担发射前导弹的测试计算、瞄准计算、发射后的实时测试计算、无线电通信管理以及数字信号处理等任务。

（撰写：王雅云　审订：王志林）

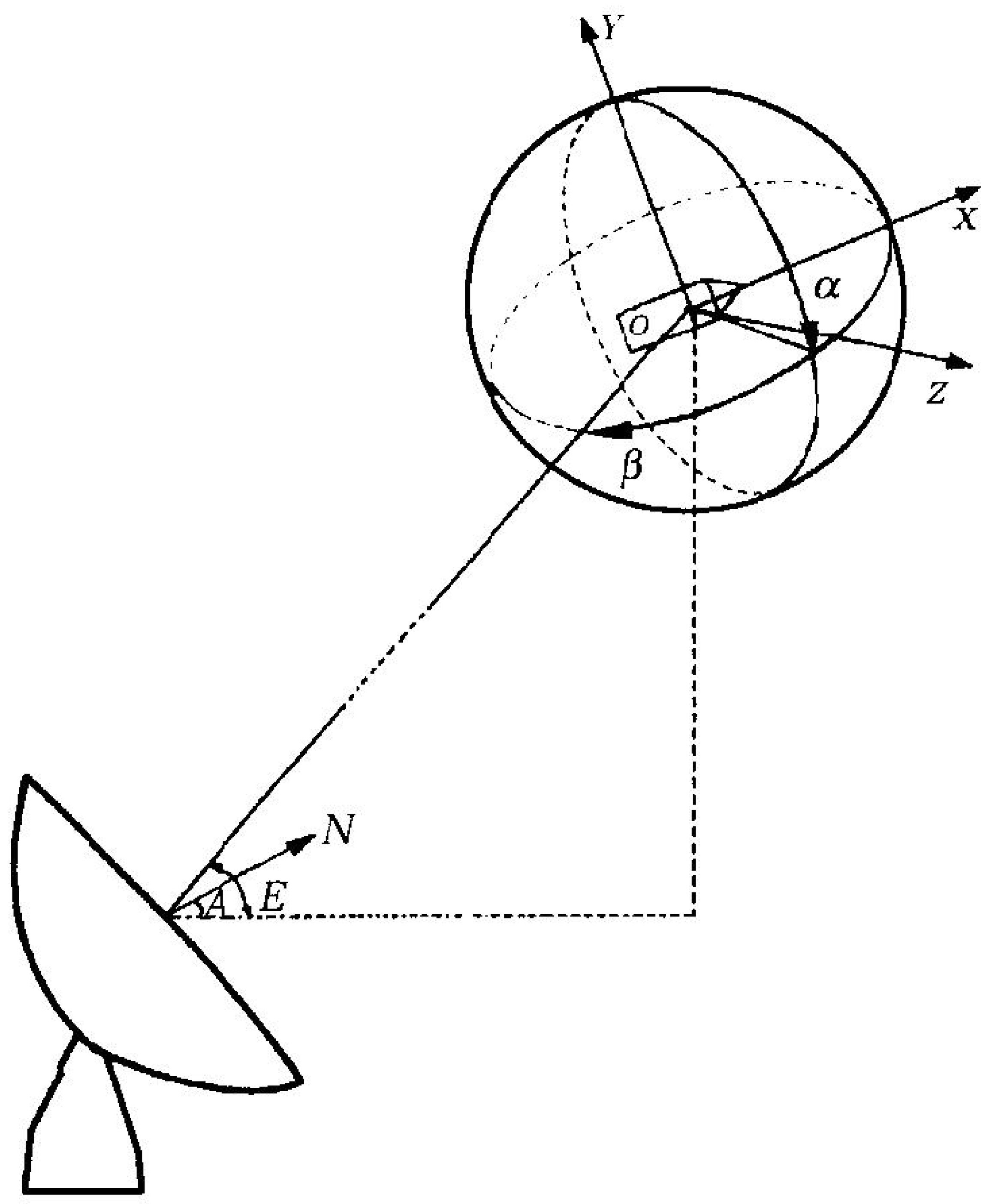
danzai jisuanji kanghe jiagu

弹载计算机抗核加固 nuclear hardening missile-borne computer 为保证弹载计算机在核爆炸环境中仍能完好并可靠地完成预定功能而在设计、制造过程中采取的加固措施。根据核爆炸所产生的破坏效应，计算机抗核加固大体上可以分为抗核电磁脉冲（NEMP）加固和抗核辐射加固：(1) 抗核电磁脉冲加固。由于核爆炸后产生的NEMP能量很大、变化速率很高、分布面很广，对弹载计算机等电子设备是一个严重的危害。高压高能量的NEMP通过耦合在计算机电路中感生大电流，会产生瞬时干扰或永久性损伤。抗NEMP加固就是要提高弹载计算机在NEMP环境下的生存能力。除了采用电磁兼容性措施以外，具体加固方法是：① 屏蔽。减少计算机对NEMP的耦合。② 滤波。系统要求的信号频率以外的NEMP能量不能进入。③ 旁路。旁路浪涌电流和瞬时能量。④ 回避。探测出引起计算机逻辑状态改变的NEMP瞬时感应电平，在NEMP瞬间系统暂停工作，待过后再恢复并修正误差。⑤ 元器件选择。选用抗NEMP能力强的元器件，或在设计制造过程中，采取有效措施，提高元器件本身抗NEMP损伤的能力。(2)抗核辐射加固。核爆炸时，从原子核内释放出来的粒子或电磁辐射称核辐射，其效应及加固措施参见**抗辐射加固计算机**。

（撰写：沈绪榜）

danzai tianxian fangxiangtu sheji

弹载天线方向图设计 missile/rocket-borne antenna pattern design 弹载测控设备的天线覆盖范围及增益大小的设计。弹载测控设备的天线配合相应的地面设备完成测控任务，天线固定在导弹上，通常不能自动跟踪。随着导弹飞行中轨迹和姿态的变化，其天线对相应的地面测控站的覆盖范围也在不断地变化。应根据导弹在测控时间段内飞行轨迹和姿态对天线应该覆盖的范围及增益作出计算，提交天线研制部门；确定天线在导弹上的安装部位，提交导弹研制部门。天线覆盖范围由 α、β 确定，安装位置由 α_m 确定。α 为导弹赤道面内的角度，定义Ⅲ象限为0°，顺序经过Ⅳ、Ⅰ、Ⅱ象限，共360°；β 为导弹纵剖面内的角度，弹头为0°，弹尾方向为180°；α_m 为 α 的某一特定值。



弹载天线方向图设计示意图

（撰写：黄学德　审订：单文增）

dan gongqi xitong

氮供气系统　nitrogen supply system　以氮气为工作介质的若干设备和系统的组合。用于满足火箭（或导弹）对各种不同状态氮气的需要。运载火箭（或导弹）地面氮供气系统一般由小型制氮设备（或液氮汽化车）、氮气瓶库、球形氮气瓶、氮配气台、尾端加温控制台、加温器、连接器以及供气管路等组成。小型制氮设备（或液氮汽化车）用于生产高压氮气；氮气瓶库和球形氮气瓶用于贮存高压氮气；氮配气台实施对各级火箭的氮气供应；尾端加温控制台和加温器用于对氢氧发动机舱和前底舱的热氮吹除；连接器用于地面供气管路与火箭（或导弹）的连接；供气管路用于氮气的输送。

（撰写：冯福山　审订：蔡连贵）

daodan

导弹　guided missile　携带战斗部，依靠自身动力装置推进，由制导系统导引控制飞行航迹、导向并摧毁目标的飞行器。导弹的战斗部或弹头可为核装药、常规炸药、生物化学战剂或者使用电磁脉冲战斗部。也有利用动能，采取直接碰撞方式摧毁目标的。导弹与地面（机载、舰载）设备、探测与跟踪设备和发射控制系统以及C^3I系统等构成导弹武器系统。其中，由推进系统、制导与控制系统、战斗部或弹头、弹体结构和电气系统等组成的导弹系统是导弹武器系统的核心。导弹根据不同特点、用途、目标及发射位置等有多种分类方法。在第二次世界大战末期，德国制造和使用的V-1（飞航式）和V-2（弹道式）地地导弹是最早的导弹。战后，美国和苏联都在德国技术的基础上开展了各自的导弹研制工作，其他工业发达国家及一些发展中国家陆续加入到这个行列中来。20世纪末，全世界研制的各类导弹达800余种，导弹的技术水平和技术性能有了飞跃发展。

（撰写：刘恒振　审订：梁思礼）

daodan baozhuangxiang

导弹包装箱　missile packing container　用来贮存和运输导弹，对导弹起保护作用的专用包装箱。导弹包装箱的材料有金属和非金属，金属材料有钢制品、铝制品等，非金属材料有木质结构或玻璃钢等。从密封性来分可以分为密封性或非密封性两种形式。非密封性的木质结构一般用于导弹结构尺寸较大、密封性有一定难度的导弹包装箱，但它能达到防雨、防尘和贮存、运输等基本功能。对具有密封性的导弹包装箱，能做到完全气密，在导弹包装箱内充以0.02 MPa的干燥压缩空气或氮气，贮存3个月不应该有泄漏，这样可以达到保护导弹的目的。该形式的导弹包装箱上设有安全阀、充气口、放气口、压力表以及箱内受潮情况的观察窗等装置。

（撰写：沈适生　审订：胥曰仲）

daodan cekong

导弹测控　missile tracking, telemetry and command　对导弹的飞行进行测量和控制的过程。测量内容包括遥测、外测和目标特性测量。遥测是对导弹内部的各种工程参数、环境参数的测量，用其实测值和设计值进行比较，分析导弹内部各部分的工作情况。外测是指对导弹飞行状态（X、Y、Z、$\dot{X}$、$\dot{Y}$、$\dot{Z}$）的测量，外测数据是实时引导信息、安全控制信息和事后分析制导误差的依据。目标特性测量是对目标的光电物理特性的测量，用于识别目标的各种性能。控制是指飞行中的导弹一旦发生故障危及地面设施或造成超程出国危险时，对其进行遥控炸毁的过程。安全控制只在导弹的动力飞行段进行。

（撰写：黄学德　审订：单文增）

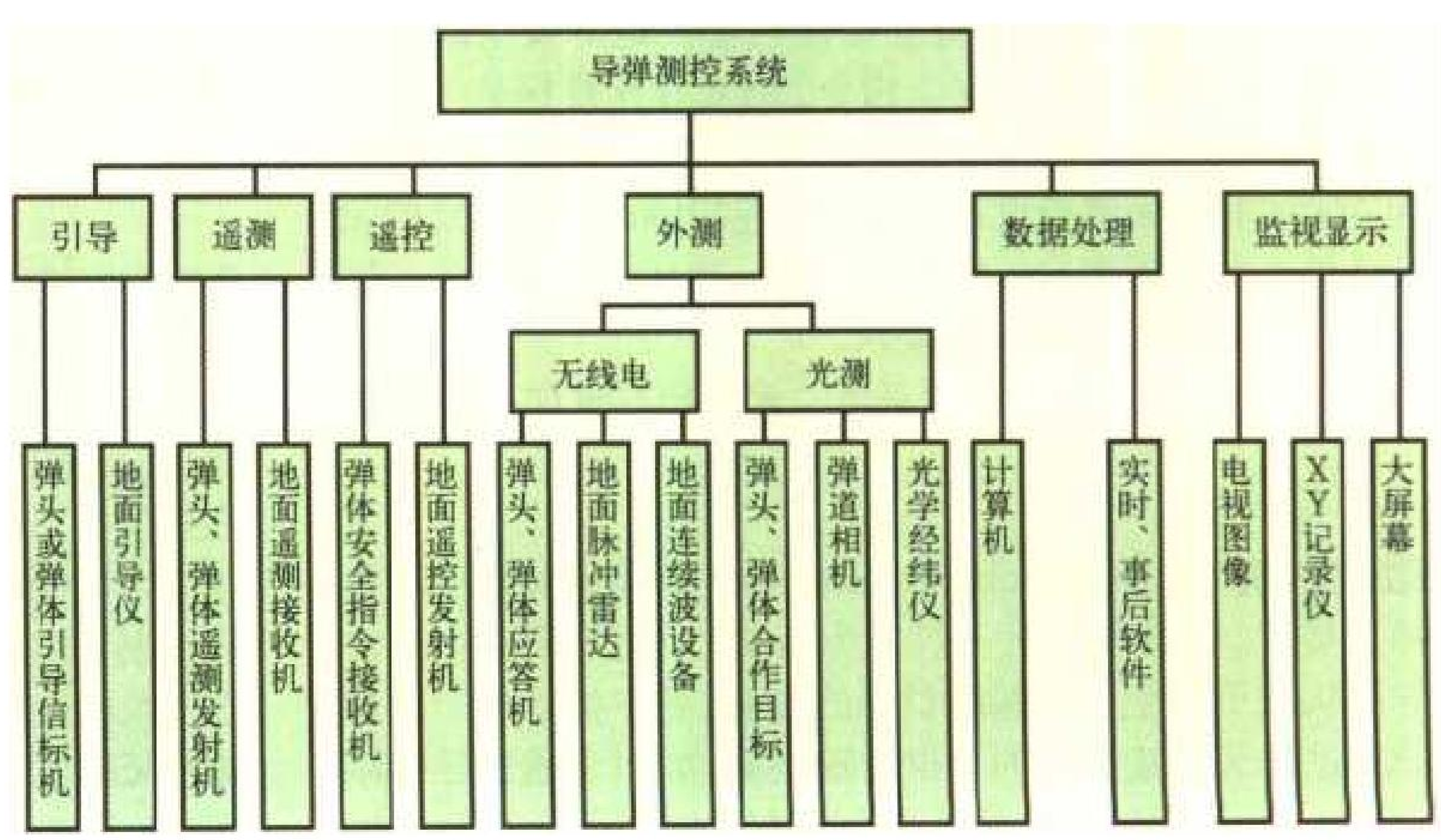
daodan cekongche

导弹测控车　missile test control vehicle　为导弹测试系统提供测试控制、数据采集和数据录取等有关设备，并为测试操作人员提供操作空间的车辆。设备一般安装在方舱内，方舱在测试时可以从运载车上吊到地面使用。导弹测控车具有以下功能：(1) 供电与供电控制；(2) 激励源控制；(3) 数据采集与记录；(4) 测试状态或测试曲线显示。

（撰写：殷建成　审订：刘继光）

daodan cekong xitong

导弹测控系统　missile tracking, telemetry and command system　对导弹进行跟踪、测量和控制的专用技术设施的综合体。通常



导弹测控系统框图

包括外测、遥测、安全控制、引导、数据处理和监视显示分系统。它们在测控通信分系统的统一时间基准下协调工作，提供导弹实时飞行的遥测和外测信息，供实时安全判断和事后处理精确弹道，确保导弹飞行安全和事后分析导弹的飞行性能。导弹测控系统由地面测控设备和弹载测控设备组成。

（撰写：黄学德　审订：单文增）

daodan ceshiche

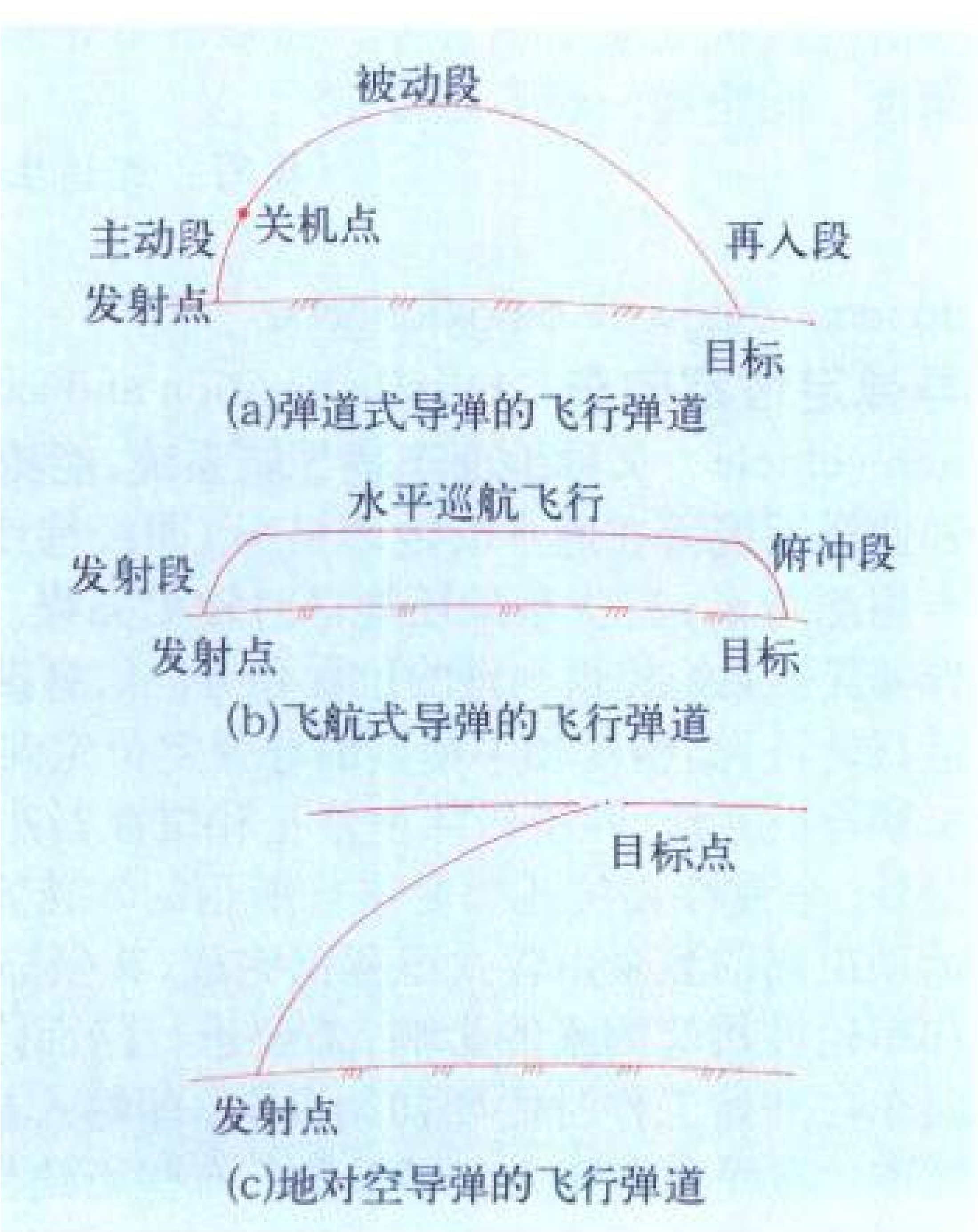
导弹测试车　missile test vehicle　为被测导弹提供测试激励，检查导弹及弹上设备反应状态的车辆。导弹测试车内配有激励装置、信号源、测试功能控制电路及各种电源等。导弹测试车具有以下功能：(1) 激励导弹，使导弹摇摆或滚动，或为导弹提供微波、红外等激励源；(2) 控制导弹测试状态，保证测试安全；(3) 测试供电，为导弹提供必要的各种电源；(4) 传递与显示测试信号。　（撰写：殷建成　审订：刘继光）

daodan danfa mingzhong gailü

导弹单发命中概率　single shot hit probability of missile　导弹武器系统在无对抗、无干扰的情况下单发导弹命中目标的概率。单发命中概率的描述有两种，一种包含捕捉概率、制导概率和引信适时启动，使战斗部命中目标的概率，另一种除上述概率外还包含导弹的飞行可靠性。捕捉概率包括火控系统的瞄准精度和导弹自控飞行精度，制导概率与火控系统无关，只决定于导弹的制导精度。最后，还包括导弹与目标接近时引信适时启动和引战配合命中目标的概率。因此，导弹单发命中概率不是导弹本身所能确定的，与火控系统有密切的关系，属导弹武器系统的指标。　（撰写：程汉杰　审订：陆锡良）

daodan dandao

导弹弹道　missile trajectory　导弹在空间相对于某一选定的坐标系飞行时，导弹质心运动的轨迹。弹道的高度、射程、弹道上的飞行速度和过载的分布以及弹道相对于目标的关系、脱靶量等弹道特性是导弹战术技术性能的重要指标。弹道特性与导弹总体、气动、动力系统、制导控制系统、火控系统的性能参数密切相关。导弹弹道的设计直接影响导弹的飞行品质、命中概率、突防能力及工程上实现的难易程度，并关系到导弹能否完成预定的任务。因此，在导弹的初步设计阶段就必须进行弹道设计。弹道可从不同角度进行分类，按弹道的属性，可分为方案弹道和导引弹道；按导弹是否控制可分为控制弹道和无控弹道；按力学方程可分为运动学弹道和动力学弹道；按控制方式可分为自控段弹道和自导段弹道；按有无推力可分为主动段弹道和被动段弹道；按选取的坐标系不同可分为绝对弹道和相对弹道；还可按力学特征分为弹道式弹道、滑翔弹道和巡航弹道等。弹道研究工作的基础是经典力学的定律和变质量力学原理。近年来，对远程导弹的机动弹道研究和以现代控制论为基础的最佳导引弹道的研究和应用日益受到重视。



几种类型导弹的飞行弹道

（撰写：邵继法　刘恒振　审订：关世义）

daodan danshen

导弹弹身　missile fuselage　简称弹身。指除去导弹翼面之外的弹体。导弹弹身一般分为头部、中段和尾部。头部在外形与尺寸上要满足气动阻力小、能安装特定设备（如导引头等）的要求，对于光学导引头，头部前端可能为半球面或棱锥，也有采用侧向平面窗口的。中段一般为柱体，但对无翼式外形，也可以采用小锥角的圆锥体。为了减小底阻，尾部往往收缩。新近对远程导弹和空天武器的研究表明，弹身采用非圆剖面可以提高气动特性和隐身特性，也有利于提高弹身的刚度，但气动特性复杂及加工复杂是两个突出的缺点。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

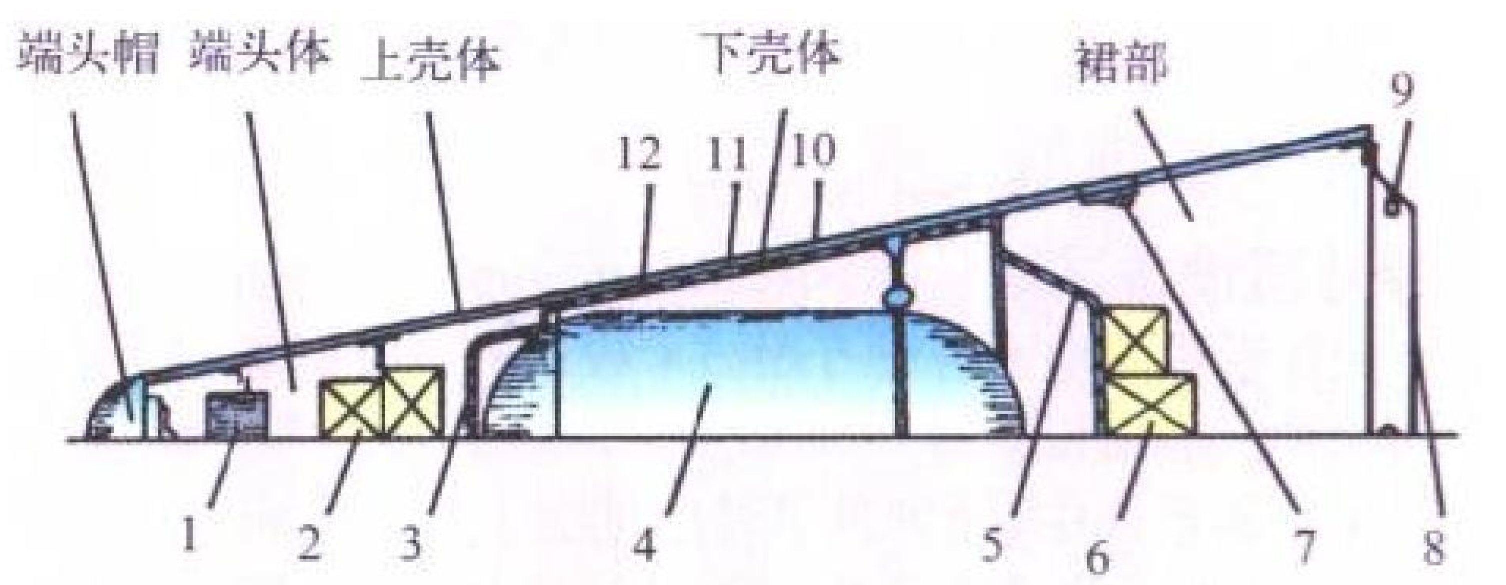
daodan danti

导弹弹体　missile body　由弹身、翼面、操纵机构等组成的导弹结构整体。它是动力系统、制导控制系统、杀伤系统等全部弹上设备的载体。弹体必须具有合理的外形以保证良好的气动特性；必须具有足够的强度与刚度以承载各分系统并满足要求的机动飞行；必须具有良好的生产工艺与维护使用性以降低成本与维修费用。导弹弹体朝着外形简单化（无翼、无舵），结构整体化与小型化，设备模块化、通用化与维护简易化的方向发展。由于电子技术、计算机技术、精确制导技术的发展，弹体小型化的发展非常迅速。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

daodan dantou

导弹弹头　warhead　一般指弹道导弹头部舱段及其内部装置。弹道式导弹的战斗部系统（包括战斗部本体、引信和安全保险装置）通常都装在头部舱段，该舱段为有效载荷提供所需



弹头总体布局示意图

1—质心调整块；2—前置仪器；3—前密封盖；4—内部装填物；5—后密封盖；6—后置仪器；7—天线；8—底遮板；9—慢旋小火箭；10—防热层；11—蒙皮；12—隔热层

要的工作环境条件，并将其安全地送到预定位置。按弹头内部装填物的不同，可分为常规弹头、核弹头和生化弹头。按其内部有效载荷的数量，又可分为单弹头和多弹头。多弹头按是否装有制导系统和推进装置又分为集束式多弹头和分导式多弹头。导弹弹头在设计时，要考虑弹头质量、装药的威力或子弹头的数量、几何特性、气动特性、防热特性、可控特性和突防能力等。　（撰写：于德滨　审订：薛成位）

D

daodan danyi

导弹弹翼 missile wing 为导弹提供升力进行机动飞行的主要部件。一般飞航式导弹的升力有40%~60%由弹翼提供，因此，它是导弹的主要承力结构之一。它的平面形状与厚度和升阻比、承载要求有关。其结构形式有蒙皮骨架式和整体壁板式，也可以用夹层结构。弹翼布置在尾部时，也称稳定（尾）翼，布置很靠前时也称前翼。弹翼也可以直接作为全动的操纵面，以减小弹体的迎角，缩短操纵运动的响应时间。弹翼与弹体的联接方式，除了全动操纵翼外，一般用两个以上接头或梳状插头，视翼面结构型式而定。新一代导弹，也有的采用无翼式外形，升力主要由弹体产生。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

daodan dimian paowu moni shiyan

导弹地面抛物模拟试验 releasing object foreign ground simulated test for missile 对导弹上口盖、尾盖等抛离物进行的地面分离试验。进行这种分离试验，是为了保证导弹上天后的安全飞行。地面试验时对有气动载荷的盖必须进行模拟加载或在风洞中进行试验，试验导弹的外形与实弹一致，以便真实地反映抛离物分离时与载体的干扰情况。抛离物的弹射装置通常采用火工装置（弹射器）进行分离，该方法分离系统简单，工作可靠。试验中要采取安全措施，以保证火工品的正常工作，同时采取抛离物隔离防护措施。如加载时需采用气压瞬时加载装置，尽量保证加载的真实性，在试验中采用高速摄影、数据采集器等设备，然后对分离的速度、轨迹等进行分析。

（撰写：殷德荣　审订：程汉杰）

daodan dimian shebei

导弹地面设备 missile ground support equipment 直接和间接地保证导弹发射和飞行控制的各种地面装备的统称。导弹地面设备既包括专为导弹服务的专用设备，也包括根据需要而选用的通用设备。导弹地面设备可分为发射设备、起竖设备、起重设备、运输设备、装填设备、加注设备、供气设备、供电设备、消防设备、瞄准设备、测试设备、制导与控制设备、指挥通信设备、安全保障设备和辅助设备等。

（撰写：王兆华　审订：王瑞铨）

daodan dimian shebei shiyan

导弹地面设备试验 missile ground support equipment test 导弹武器系统中地面各种专用技术设备的自身试验和系统试验的总称。地面设备有广义和狭义两种解释。广义解释是：在导弹武器系统中，除导弹以外的地面上所有设备和设施的总称，在地地导弹武器系统中就是这样划分和应用的。包括导弹运输、起竖、加注、瞄准、发射和飞行控制等专用技术设备。狭义解释是：导弹地面维护和发射前技术准备的各种设备和软件的总称，也称为技术支援系统。包括气源设备、装填设备、挂弹设备、测试设备等专用技术设备。试验内容包括性能试验和对接试验。前者除按规定的技术要求进行的各种性能试验外，还有设备的运输试验、行驶试验、储存试验、高温试验、低温试验、海拔高度试验、三防试验等项目。后者是考核地面设备内部及其与导弹和其它设备之间的机械和电气性能配合一致性的综合试验，包括对导弹的气密性试验、加注试验、运输设备和导弹对接试验、导弹装填试验、对飞机的挂弹试验、导弹测试试验等。对接试验也称为协调试验。

（撰写：沈适生　审订：胥曰仲）

daodan dianqi shebei

导弹电气设备 missile electrical equipment 导弹用以产生、分配、管理和使用电能作为信号转换和传递形式的设备的总称。泛指导弹各电气系统所属的弹载和地面设备。因为作战目标不同，导弹的种类繁多，其控制、制导的方法和发射方式差异甚大，对电能的需求和使用各具特点，所以其电气系统的设备组成也各不相同。就地地远程战略导弹而言，其头部就有遥测、外测设备，头部姿态控制设备，突防及诱饵抛撒设备，测高及引爆控制设备以及供电控制设备等。至于运载火箭电气设备，请参见火箭电气设备。

（撰写：郭书勤　审订：严殿启）

daodan dianyuan texing

导弹电源特性 missile power characteristics 导弹电源系统在输出端的电压和频率特性。导弹电源包括直流电源和交流电源。直流电源的特性主要包括：额定电压、电压精度、电压脉动、电压瞬变（电压浪涌和电压尖峰）等。交流电源的特性主要包括：额定电压、电压精度、电压不平衡度、电压相移、电压调制、电压瞬变（电压浪涌和电压尖峰）、过压和欠压、电压波形失真（谐波含量和畸变系数等）、额定频率、频率精度、频率漂移、频率调制、频率瞬变（频率浪涌）等。电源特性对用电设备的性能和可靠性有直接影响。

（撰写：殷建成　审订：刘继光）

daodan diaoju

导弹吊具 missile lifting beam 导弹吊梁或导弹吊索等的统称。起吊导弹的专用装置。导弹吊具有吊梁、吊索和可调吊具等几种型式，它与起重机配合完成对导弹的起吊。导弹的起吊状态有全装填状态和部分装填状态。全装填状态是包括推进剂、战斗部、助推器等全部设备在内的整弹状态；部分装填状态是装填部分设备的状态。为此，导弹吊具的吊挂点要根据导弹的质心位置不同而作相应的变化。起吊导弹一般应该是在水平状态起吊，但也有在一定起吊角度状态下的起吊，例如导弹向倾斜的发射架上装填和向倾斜的测试支架上吊装等，都必须由导弹吊具来保证起吊角度，此角度一般不超过15°。

（撰写：沈适生　审订：胥曰仲）

daodan dingwei dingxiangche

导弹定位定向车 missile position and azimuth determination vehicle 又称地面车辆导航系统。能随时或连续给出导弹武器系统所在地点的地理坐标（即经纬度）和真北方位的专用测量车。有些系统还能同时输出高程。该车用于为机动导弹武器系统提供当地的位置和方位信息或地面车轮的连续运行轨迹。高精度和中精度的导弹定位定向车通常是指惯性车辆导航系统。除进行纬度修正和惯性器件误差修正等修正之外，全惯性系统还需要进行所谓的零速修正。非惯性系统运动距离的测量由轮式里程仪完成，其坐标测量精度受地面和车轮性质等因素的影响，需要进行路面修正。导弹定位定向车在开始工作时需要初始设定，即输入起始地点的经度、纬度、高程和真北方位等参数。有些系统具有自寻北功能，无需从外部输入真北方位。惯性系统的测量精度不仅与连续工作时间和运行距离有关，而且还是测量地区纬度的函数，

最大纬度工作范围为 -70°～70°。

（撰写：余祖荫　审订：王瑞铨）

daodan fashe

导弹发射　missile launching　导弹完成射前准备工作后，按照发射指挥系统下达的命令，在自身推力或外部动力的作用下，飞离发射装置的过程。其分类方法有多种。按发射基点，分陆基、空基和海基发射；按导弹发射姿态分垂直（立）式、倾斜式和水平（卧）式发射；按发射动力源特点分自力式、弹射式、投放式和混合式发射；按发射装置运动能力，分固定式和机动式发射。自力式发射又称热发射，靠导弹自身发动机产生的推力使导弹飞离发射装置或发射平台。陆基和舰射导弹多用这种发射方式。弹射式发射又称冷发射，导弹靠弹射动力源弹出发射装置一定距离或高度后，发动机才点火启动，可以使发射装置或发射平台不受发动机高温排气流的影响。飞机和潜艇常用这种发射方式，以保证安全。固定式发射多用于早期地对地导弹和国土防空导弹，由于生存力较低，目前多已改为机动式。比较而言，潜艇水下发射技术难度最大，至今只有几个大国解决了这一技术难题。

（撰写：毕士冠　审订：姚绍福）

daodan fasheche

导弹发射车　missile launching vehicle　具有发射导弹功能的特种车辆。按照装载导弹的类型可分为地地、地空、岸舰、飞航等导弹发射车。其主要功能是运载导弹进入规定发射点，完成由行驶状态到发射状态的展开，对导弹进行射前检查和信息装定，按指令实施导弹发射。导弹发射车一般由底盘汽车、发射控制舱、液压系统、起落发射架、发射箱（箱式发射）、导弹发控设备、发射车测控设备、供配电设备、通信设备、定



导弹发射车

位定向设备等组成。衡量导弹发射车性能的主要指标包括机动性、动力性能、发射性能、环境适应性、隐蔽性、可靠性、维修性、安全性、人—机—环系统工程等。目前研制的导弹发射车已具有较高的技术水平，但其研制领域仍有很大的发展空间。高机动性技术、快速调平和起竖技术、快速精确定位定向技术、隐蔽技术、自动化技术、可靠性技术等是导弹发射车技术发展中主要关注的问题。

（撰写：汪京杭　审订：曾智勇）

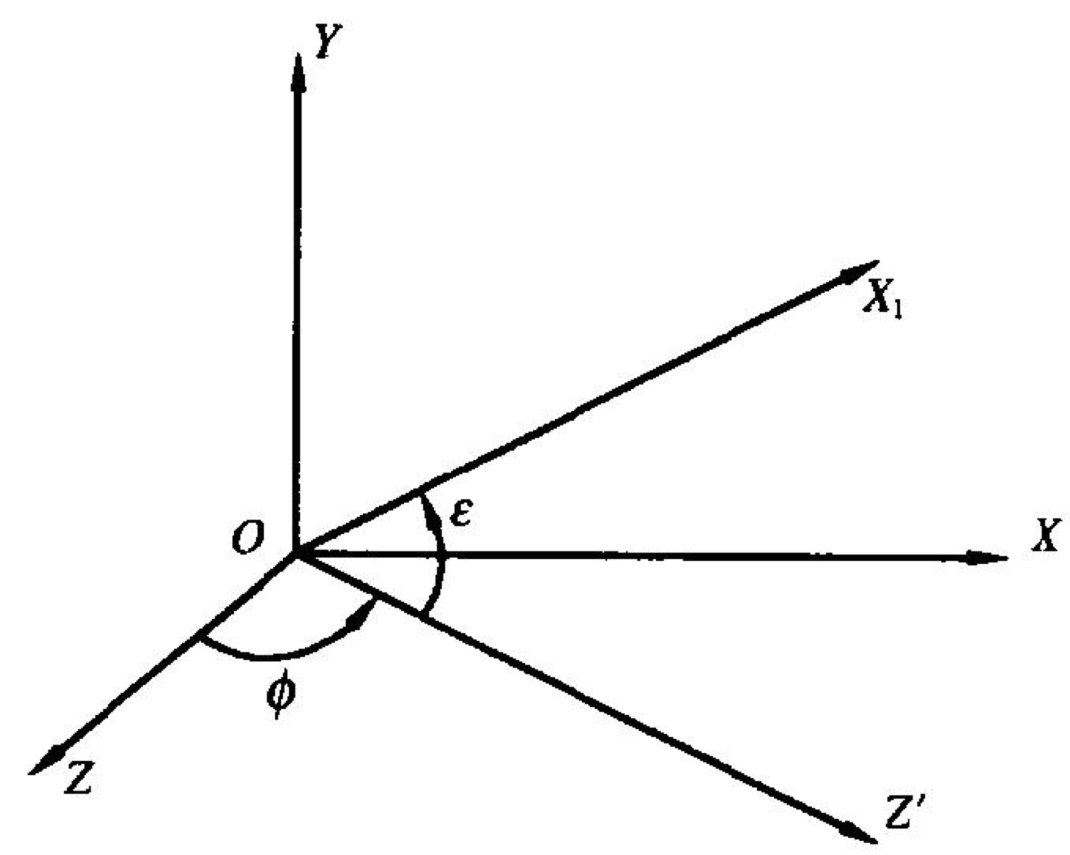
daodan fashe chengxu

导弹发射程序　missile launching sequence　导弹为完成发射准备和发射所进行的工作项目和次序。通常用发射阵地倒计时工作程序表的形式，给出工作项目占用时间与工作进程累计时间。导弹的种类和特性、部署和发射方式、测试发控体制以及导弹由技术准备状态向发射准备状态的转换及其工作内容的简繁等因素，均影响发射程序。导弹发射程序项目一般包括：导弹在发射装置上就位，测试与瞄准，射击诸元装定，解除导弹保险，按下转自动程序按钮点火起飞。简化导弹发射程序，有利于缩短导弹在发射阵地上的对空暴露时间，以实现快速发射，减小被敌方毁伤的概率。液体推进剂在弹上预先加注，导弹实现固体化，测试发射车辆多功能化（如三用车等），采用自动化检测和自主式定位定向等等，均可简化导弹发射程序，缩短发射准备时间，从而达到快速准备、快速发射的目的，提高射前生存能力。

（撰写：周子林　审订：刘宝镛）

daodan fashejiao

导弹发射角　launching angle of missile　可以用导弹纵轴X_1相对于某一个基准坐标系（如地面坐标系，发射平台坐标系）的高低角ε（也称发射仰角）和方位角ϕ来定义，为导弹的发射诸元之一，如图所示。图中OX_1Z'平面称为导弹的发射平面（即导弹纵向对称平面）。对于飞航导弹，发射高低角ε一



导弹发射角

般由发射架的仰角决定，它对导弹发射阶段的弹道特性及对导弹的飞行安全性影响很大。因此，在飞航导弹设计阶段，应当经过详细的计算，确定一个比较适当的发射仰角，该角度通常为10°～20°。发射方位角ϕ决定导弹的发射平面方向。当攻击固定目标时，导弹发射平面一般通过目标；当攻击活动目标（如舰船）时，攻击方式分为对目标现在位置攻击和对目标前置点攻击两种情况，导弹发射平面应随攻击点的变化而改变。

（撰写：关世义　审订：邵继法）

daodan fashe pingtai

导弹发射平台　missile launching platform　导弹发射载体的统称。分为陆（岸）基导弹发射平台、舰（潜）载导弹发射平台和机载导弹发射平台。随导弹发射平台的不同，在导弹发射时需要解决的问题也不同。如陆（岸）基固定导弹发射平台是一种固定的导弹发射装置，除在方位上有的随目标位置变化外，发射导弹时导弹的位置和水平姿态相对于地表面是固定不动的，在建设地面发射阵地时就已经完成了大地位置测量和发射架水平姿态测量。因此，地面固定导弹发射平台就相对简单一些。对于地面车载机动发射平台、舰（潜）载发射平台和机载发射平台，它们都是在运动中发射导弹，导弹载体的位置和姿态都在不断的变化之中。有的导弹允许发射姿态

一定，这就需要导弹发射平台不断实时控制自身的姿态，在满足导弹发射姿态的要求时发射导弹；有的导弹要求发射姿态变化，但必须把发射时导弹的姿态数据准确地测量出来输送给导弹，使导弹发射出去以后按照一定的控制规律控制飞行。所以，导弹发射平台必须适应不同的导弹要求，才能保证导弹的正常发射、飞行，最终完成攻击目标的任务。

（撰写：胥曰仲　审订：黄兴东）

daodan fashe shiyan

导弹发射试验　missile launching test　为验证导弹设计，鉴定导弹性能，以及检验导弹批生产质量而进行的飞行试验。新型号导弹的研制一般要经过研制性发射试验和定型发射试验两个主要阶段。以飞航导弹为例，研制性发射试验阶段又分为助推弹发射试验、自控弹发射试验和自导弹发射试验3个试验阶段。助推弹发射试验主要验证导弹的一、二级分离，初始弹道与控制特性，气动外型和发射设备的协调等。自控弹发射试验主要验证导弹在自控飞行阶段的飞行速度、控制特性、推阻特性并验证导弹的动力航程(射程)。自导弹发射试验验证导弹全程飞行控制特性，同时验证导弹末段搜索、捕捉、跟踪和攻击目标的机动特性。如果是地面发射的导弹，到自导弹发射试验成功，主要研制任务就完成了，但如果是舰(潜艇)载或机载导弹，还需要在舰(潜艇)上或机上进行自导弹发射试验，进一步验证在不同平台上发射导弹需要解决的问题。定型发射试验是国家指定的试验单位代表国家对导弹的研制结果进行验收的导弹飞行试验。装备部队一定数量以后，还要进行批检性导弹发射试验，以检验导弹批量生产的质量情况。导弹的发射试验是一个复杂的过程。除上述的随着导弹发射平台不同，发射时处理的技术问题也有区别外，对攻击活动目标的导弹发射试验，一般需要经过：对导弹的射前检查，确定导弹是否正常，对目标进行搜索、跟踪和数据处理，计算攻击目标的射击诸元并装定到导弹上。到此，导弹的发射试验准备工作完成。当目标进入导弹的射程范围内时，即可根据作战计划发射导弹，对目标进行攻击。对空舰导弹，按导弹发射按钮后，导弹要进行电池激活、电源转换、陀螺开锁、开钩投放等。导弹的发射过程随导弹不同也有所区别。



反舰导弹发射试验

（撰写：胥曰仲　审订：黄兴东）

daodan fashe zhuangzhi

导弹发射装置　missile launcher　用于承载导弹进行发射准备和实施发射的专用装置。根据导弹系统的类别和发射方式可分为机动式发射装置和固定式发射装置；按射前导弹状态分为垂直发射装置和倾斜发射装置；按导弹发射的动力分为自力式、弹射(外力)式和复合式发射装置；按发射装置结构形式分为挂点式、轨道式、筒式、管式、箱式和台式发射装置。随着导弹系统的发展，发射装置也在追求快速、机动、高生存、全方位、任意点和软发射能力，且力求集多种功能于一体。

（撰写：陈汉君　审订：包元吉）

daodan fanying shijian

导弹反应时间　missile reaction time　导弹从接到发射指令到点火起飞的响应时间。它是导弹武器系统重要的战术技术指标之一，直接影响导弹的射前生存能力。应根据作战需求、导弹特点、发射方式与发控技术水平等，来合理确定时间指标参数。固体导弹比液体导弹射前准备项目少，故反应时间短。防空导弹所对付的目标飞行速度快，其反应时间一般为接到目标指示到导弹发射的间隔时间，要求更短。缩短导弹反应时间可提高导弹攻击的突然性和有效性，并使敌方对导弹的侦测和瞄准困难，从而减小了被攻击的概率，有利于提高导弹的射前生存能力。为此导弹要实现推进方式固体化，发射方式多样化，测试发控自动化；要提高弹上仪器的连续工作能力；要减少导弹射前的工作项目等，才能达到接到发射指令后迅速发射起飞的目的。目前地下井发射的导弹能在启开井盖后几十秒内起飞升空；掩体式发射的机动导弹能在打开掩体顶盖后1～5 min内发射升空。防空导弹要求从雷达系统跟踪发现目标到射出第一枚导弹应在几秒钟内完成，而后续导弹发射的反应间隔要更短。

（撰写：周子林　审订：刘宝镛）

daodan feixing gaodu

导弹飞行高度　missile flight altitude　飞行中的导弹与当地水平面之间的距离。按照所取水平面的位置可分为：绝对高度，即以海平面为起点的高度；相对高度，即以当地海拔高度为起点的高度，是当时的真实高度。采用气压表可以测出绝对高度；采用无线电波反射原理才能测出相对高度。绝对高度表明导弹飞行的空中环境，即空气压力、密度、温度等条件。它是导弹设计和作机动运动的条件，也是通常用得最普遍的高度参数。相对高度是导弹作战运用中必须考虑的高度参数，尤其是在控制巡航高度、战斗部起爆高度、进行地形匹配制导时非常重要，往往采用无线电高度表来完成测量任务。　（撰写：成楚之　审订：金玉华）

daodan feixing shiyan

导弹飞行试验　missile flight test　见导弹发射试验。

daodan fenlei

导弹分类　classification of missiles　根据导弹飞行方式、用途、目标类型以及发射位置射程等对导弹进行的归类和命名。各国对导弹分类的习惯有所不同，最通常的分类方法是按导弹发射位置对目标位置和打击目标的性质来划分。在军事应用中经常使用的分类方法如表所示，表中第三大横栏和第五大横栏的结合就体现按导弹发射位置对目标位置(类型)的分类。除此之外，在科研和工程实践中还有许多分类方法，例如，根据弹头数量可分为单弹头、集束式多弹头、分导式多弹头导弹等；根据发动机的类型可分为液体火箭发动机导弹、固体火箭发动机导弹，吸气式发动机导弹等；根据制导系统的不同可分为雷达制导导弹、红外制导导弹、无线电指令制导导弹、有线制导导弹、激光制导导弹、电视制导导弹、地形匹配与景像匹配制导导弹、惯性制导导弹、卫星制导导弹等；根据导弹飞行速度又可分为亚声速导弹和超声速导弹。

导弹主要分类简表

分类方法	导弹分类	
按作战使命分	战略导弹	攻击型导弹
		防御型导弹
	战术导弹	攻击型导弹
		防御型导弹
按飞行方式分	弹道式导弹	
	有翼／巡航导弹	
按发射位置分	陆射导弹	固定发射导弹
		机动发射导弹
	海射导弹	潜射导弹
		舰射导弹
	空射导弹	
按导弹射程分（指弹道导弹和巡航导弹）	洲际导弹（射程>8000 km）	
	远程导弹（射程>5000 km）	
	中程导弹（射程1000～5000 km）	
	近程导弹（射程>1000 km）	
按作战任务（目标）分	攻击地面（战略、战术）目标导弹	
	防空导弹	
	反舰（潜）导弹	
	反辐射导弹	
	反坦克（装甲目标）导弹	
	反弹道导弹导弹	
	反卫星导弹	

实际使用中的分类名称十分繁多，难以尽述，但这些分类名称的共同特点是与所论述的问题密切相关。

（撰写：刘恒振　审订：李双庆）

daodan fenxitong

导弹分系统　missile subsystems　具有特定功能，其作用可进行单独分析和评价的导弹系统组成部分。按系统完整性和价值独立性原则，可将导弹各组成部分根据其功能和作用归并为弹体、推进、制导、战斗部和电气等5个分系统。弹体是导弹的躯体，除弹道导弹外，有翼导弹的弹体通常由弹身、弹翼和舵面等部分组成。它将导弹各组成部分连成一体，既使导弹有一个良好的气动外形，又使各部分能够协调统一地工作。推进系统的主要功能是为导弹提供飞行动力，所用发动机包括各种单一类别的火箭和空气喷气发动机或由两种甚至两种以上发动机组成的各种组合发动机。多数导弹采用两级或二级推进系统。制导系统尽管类别众多，组成繁简不一，但其功能都是引导和控制导弹按一定规律，以预期的命中精度或命中概率自动飞向目标。战斗部系统是导弹达到预期作战目的的有效载荷，通常由战斗部本体和引信及保险机构组成。弹道导弹的战斗部系统通常都装于导弹头部，自成一个可分离的独立舱段，因而又称弹头系统。其他导弹多装于制导舱后面，以保证导引头能够有效地捕获和跟踪目标。电气系统由各种弹上电源、液压源和气源的供给与分配设备组成，用以保证各种弹上设备在导弹飞行过程中的能源并协调有序地工作。

（撰写：毕士冠　审订：姚绍福）

daodan fuyang yundong

导弹俯仰运动　pitching motion of missile　如果导弹在飞行中只绕弹体轴OZ_1转动，且导弹质心的移动基本上保持在垂直平面内，同时导弹纵向对称平面与此飞行平面重合，则称导弹在铅垂平面内的运动为导弹的俯仰运动。它由以下运动方程组确定

$$
\begin{cases}
\dfrac{dV}{dt} = \dfrac{P\cos\alpha - X}{m} - g\sin\theta \\
\dfrac{d\theta}{dt} = \dfrac{P\sin\alpha + Y}{mV} - \dfrac{g}{V}\cos\theta \\
\dfrac{d\omega_z}{dt} = \dfrac{M_z}{J_z} \\
\dfrac{d\vartheta}{dt} = \omega_z \\
\dfrac{dH}{dt} = V\sin\theta \\
\dfrac{dx}{dt} = V\cos\theta \\
\dfrac{dm}{dt} = -\dot{m} \\
\alpha = \vartheta - \theta \\
\varepsilon_1 = 0 \\
\varepsilon_4 = 0
\end{cases}
$$

式中　V为导弹的飞行速度；θ为导弹的弹道倾角；ω_z为导弹的俯仰角速度；ϑ为导弹俯仰角；α为导弹迎角；H为导弹飞行高度；x为导弹飞行距离；m为导弹质量；P为推力；X为阻力；Y为升力；M_z为俯仰力矩；J_z为转动惯量；ε_1和ε_4为理想控制关系式。

（撰写：关世义　审订：邵继法）

daodan gonglu yunshuche

导弹公路运输车　highway transport vehicle for missile　在公路上运输导弹的专用车辆。导弹公路运输车有客车式、车厢式和载重汽车式等多种形式。客车式和车厢式导弹公路运输车使用专门的车厢，可以运输裸弹和存有导弹的包装箱，既可以运输装备齐全的整弹，也可以运不带火工品（例如战斗部、助推器等）的弹体。这两种运输车隐蔽性好、装卸方便，很适宜于在试验场地的各部门和生产厂与试验地之间的运输。运输距离可以从几十千米到几百千米不等，运弹数量为1～2枚。载重汽车式导弹公路运输车可分为自行式、半挂式和全

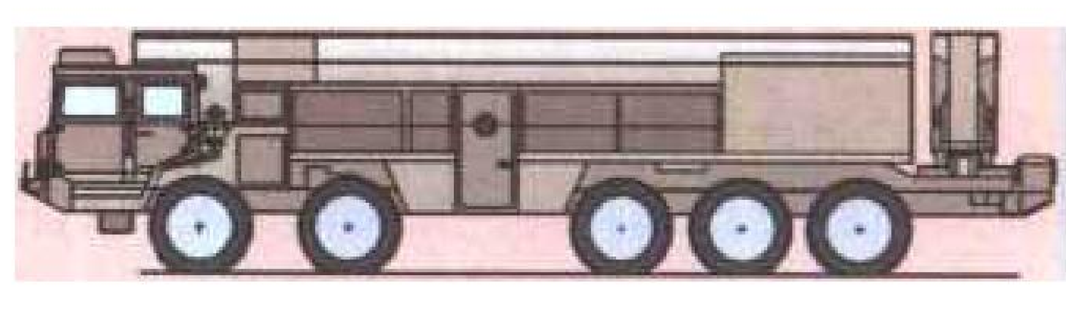


图1　导弹公路运输车示意图



图2　某型号导弹公路运输车

挂式。半挂拖车和全挂拖车主要由车架、轮组、转向、制动和电气系统组成。自行式用于近程战术导弹的公路运输；半挂式是由牵引车和半挂拖车以及鞍座组成的专用汽车列车，主要用于中程导弹的公路运输；全挂式是由牵引车和全挂拖车组成的专用列车，用于远程战略导弹的公路运输。车底板有专用的固定座，可以运输导弹包装箱、导弹发射箱、分段导弹或装备齐全的整弹或弹体，并可以作长距离的运输。

（撰写：沈适生　审订：胥日仲）

daodan gongfang duikang

导弹攻防对抗 missile attack-defense encounter 敌对双方直接采用导弹完成攻防任务的一种对抗形式。攻防双方彼此敌对，但又互为依存，构成既矛盾又统一的攻防对抗系统。导弹按发射平台的位置可分为地（潜、舰）对地导弹、空对地导弹、地（舰）对空导弹、空对空导弹；按对付的目标类型又可分为反飞机导弹、反导弹导弹，它们可以组成不同类型导弹间的攻防对抗。如海湾战争中伊拉克的“侯赛因”导弹作为攻击一方，美国的“爱国者”防空导弹作为防御一方，组成导弹的攻防对抗。“爱国者”一方要实现对“侯赛因”的拦截（即击毁），“侯赛因”一方则要冲破防御实现突防并最终消灭目标。双方对抗中均需要高新技术的支撑。从防御方来说，需要完成对目标的搜索、发现、跟踪、识别、分配、拦截、可行性判断、威胁评定、导弹发射拦截、结果分析等一系列任务；从攻方来说，需确定攻击目标的坐标，选择发射时机，确定火力强度，选择突防方式与措施（如释放假目标、电子干扰、机动等）。突防与反突防构成导弹攻防对抗的全局。导弹攻防对抗是军事技术发展到20世纪末出现的一种作战样式，随着技术不断向前发展将会日趋成熟，并成为未来作战的一个重要模式。较为重要的有战术弹道导弹与反战术弹道导弹对抗，巡航导弹与反巡航导弹对抗两类。

（撰写：温美峤　审订：熊新平）

daodan gongdian xitong

导弹供电系统 missile power supply system 对导弹用电装置提供、分配和管理电能的设备及连接电网的总称。它是将弹上用电设备的电能供应、分配、控制功能与地面检测／控制功能一体化的导弹综合电源配电系统。该系统按程序控制弹载电源设备的启、停和电能分配，激活弹上电池进入工作状态。导弹的供电一般采用集中供电方式，弹上电源（一次电源）为激活电池，地面电源采用燃油发电机组及不间断电源设备。地面电源、配电设施和测控装备均为车载结构，便于作战机动。为提高导弹作战的反应能力和机动性，实现导弹各电气系统的供电控制及检测一体化具有极为重要的实战价值。该系统其他的功能与特点参见火箭供电系统。

（撰写：郭书勤　审订：严殿启）

daodan guzhang fenxi shiyan

导弹故障分析试验 missile fault analysis test 用于分析导弹故障的试验。在导弹研制和生产过程中，为了分析导弹武器系统出现的故障，特别是飞行试验故障，经常采用地面试验进行故障分析。首先要使故障复现以确定故障部位，再进一步查找故障出现的原因和形成的机理，采取改进措施后还要验证措施有效性。在地面进行故障分析试验，要尽可能模拟产生故障的条件以激发故障的再现或验证故障的纠正。在故障分析过程中，要尽可能采用各种失效分析手段和仿真技术。在必要与可能的条件下，可以采用发射和飞行试验，对导弹飞行故障进行分析和验证。（撰写：刘建同　审订：朱　坤）

daodan gunzhuan yundong

导弹滚转运动 rolling motion of missile 在导弹的横侧扰动运动中，如果不考虑偏航运动的影响，则分离出来的运动就是导弹的纯滚转运动。其运动方程为

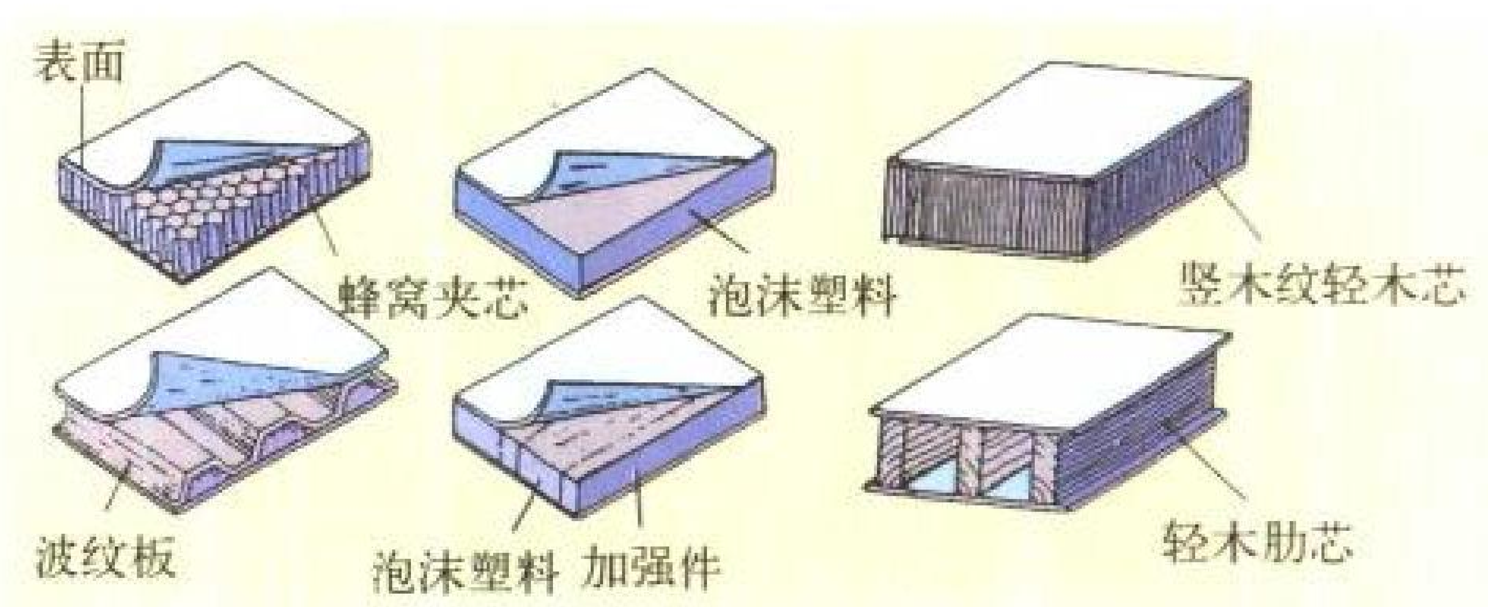
$$\ddot{\gamma}+b_{11}\dot{\gamma}=-b_{18}\delta_x+M_{xd}$$

式中 $\dot{\gamma}$为滚动角速度；$\ddot{\gamma}$为滚动角加速度；b_{11}和b_{18}为弹体动力系数；δ_x为副翼偏转角；M_{xd}为干扰力矩。

（撰写：关世义　审订：邵继法）

daodan hangtianqi jiaceng jiegou

导弹／航天器夹层结构 sandwich structure of missile/spacecraft 由两层很薄的面板夹以轻质夹芯组成的导弹／航天器用复合板壳结构。夹层结构面板的材料有铝合金、不锈钢、钛合金和各种复合材料。面板以拉压应力形式提供夹层结构的弯曲刚度及平面内的拉压刚度。夹芯材料有铝箔、玻璃纤维、轻质木材和增强塑料等。由一系列六边形孔格构成的夹芯，



夹层结构

称为蜂窝夹层结构。夹芯使面板处于离开中性轴的位置，提供夹层结构的横向剪切刚度，并能稳定面板，防止局部失稳。夹芯与面板一般用胶接、钎焊等方法连接为一个整体结构。夹层结构的优点是比强度高和比刚度大；在相同质量下，夹层结构弯曲刚度比一般板壳结构大很多，失稳临界应力显著提高。夹层结构同时还具有降噪、隔音、减振和阻尼等作用。目前，在导弹／航天器上，夹层结构除用于舱口盖和小整流罩等非主要承力件外，还大量用在接口支架、仪器舱、大型整流罩和密封舱段等主承力件上。

（撰写：谭宗愚　审订：王心清）

daodan hangtianqi jiegou fenxi

导弹／航天器结构分析 structural analysis of missile/spacecraft 对导弹／航天器主要结构进行的力学分析。主要包括旨在判断弹体、发动机、弹头和航天器在贮存、运输、发射、飞行和分离等使用过程中的静动力、振动、冲击和热载荷下是否满足强度、刚度及动力学特性要求的数值计算和测试结果整理工作。对弹头还要考虑在突防、再入、末制导等使用阶段的高热流气动力以及核辐射、激光攻击等环境下的结构功能。对航天器则有空间会合、机械手操作等情况下的多柔体动力学问题。数值计算包括对薄壁、薄壁加筋、整体壁板、蜂窝夹层等形式的高强度合金、复合材料结构按设计规范要求进行的线性、非线性、特征值和流固耦合等分析工作。主要使用各种结构力学公式和大型有限元结构分析程序，如MSC-NASTRAN。为了提高结构可靠性，必须按可靠性设计要求，用充分的地面和飞行试验验证计算结果。过去已有

的大量试验数据是进行结构分析的必要依据。随着计算机技术的发展，在导弹／航天器集成化设计软件系统中，结构分析软件已成为一个重要组成部分，而结构分析本身又要与先进的计算机技术相结合。通过用人工智能扩展原来线性、非线性分析的应用范围，用数据库检索归纳已有的结构、材料和试验的实测数据，用图形交互手段实现使用过程中的结构力学状态仿真，可为总体设计提供满足强度和刚度要求的优化结构。（撰写：敖 林　审订：王心清）

daodan hangtianqi jiegou gangdu

导弹／航天器结构刚度 structural stiffness of missile/spacecraft 导弹／航天器结构在使用环境下承受静力载荷或动力载荷时，产生单位变形所需的外力载荷。由于要求质量小，这种结构具有尺寸精细的薄壁和加筋薄壁的形式。它在载荷作用下的变形可能引起发动机推力、姿态控制力和气动力的耦合作用，影响导弹飞行的稳定、制导精度以及分离等功能。为防止结构变形，对它应有刚度要求，包括总体要求和局部要求两种。总体刚度要求控制全弹总体轴线的变形，它可通过求特征值的方法计算全弹振型来考虑，并用动力响应分析和振动试验检测。局部刚度要求对制导系统敏感元件安装处、与级间分离有关处和有气密性要求处的局部变形进行控制。结构刚度应通过选择高模量比材料、正确的结构形式和尺寸来保证。（撰写：敖 林　审订：王心清）

daodan hangtianqi jiegou qiangdu

导弹／航天器结构强度 structural strength of missile/spacecraft 导弹／航天器在使用环境和使用载荷的综合作用下保持结构完整性的能力。弹体、发动机、弹头和航天器在起吊、运输、发射、飞行和分离等使用过程中，要在燃气加温和气动加温的环境条件下，承受由预紧力、搬运操作、重力、增压、发动机推力、姿态控制力、气动力和火工品作动力等组成的外力载荷作用。这些载荷中有的还含有很大的振动和冲击分量。弹头还有再入返回时的高热流气动力的作用，航天器则有会合时的碰撞问题。由于要求质量小，这些结构主要由高强度合金和复合材料制成，并具有薄壳、加筋薄壳、整体壁板和蜂窝夹层等类型，其破坏有拉断、断裂、屈曲和大变形等形式。作为一次性使用件，级间分离的连接结构有的在火工品燃气冲击下应保证断开。对它们的强度有不超出上、下限的特殊要求。结构强度通过选择正确的材料、结构形式和尺寸以及进行应力分析与静、动力试验来保证和检测。确定结构强度的方法有安全系数法、可靠性设计法及介于其间的可靠性安全系数法。结构抗振强度通过先由扰动力经过响应分析求得动载荷，再与静力载荷叠加成为使用载荷来考虑。随着测试技术与计算机分析软件的发展，可以利用结构的有限元模型，用仿真计算机求出结构各组件对静、动力响应的应力。将它们与材料抗拉应力和结构屈曲临界应力直接比较，便可确定其强度，并在相应的试验中测试验证。（撰写：敖 林　审订：王心清）

daodan hangtianqi jiegou wendingxing

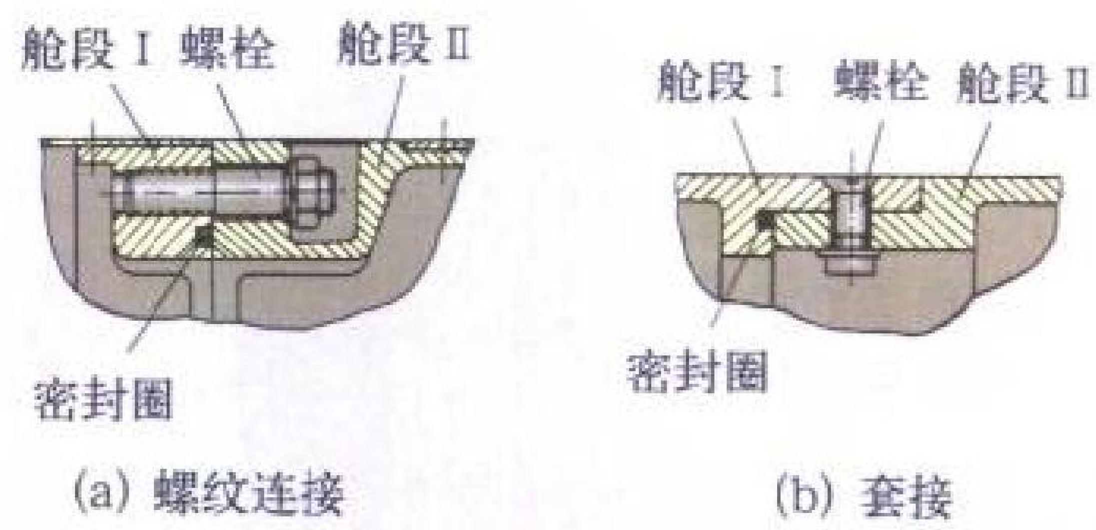
导弹／航天器结构稳定性 structural stability of missile/spacecraft 导弹／航天器结构在使用环境中的外力载荷下不产生屈曲变形而丧失强度的能力。由于要求质量小，在导弹／航天器结构中广泛采用高强度合金和复合材料制成的薄壁和层板形式。在外力载荷作用下，结构元件中会产生很高的应力。在这种情况下，有压应力的区域便可能逐渐或突然出现明显偏离原来形状的屈曲变形，这时的载荷叫屈曲临界载荷。线弹性小变形情况下的临界载荷，可通过结构有限元模型在使用载荷下的特征值分析求得，一般用半经验公式和大型有限元程序来计算。这种临界载荷数值与材料的弹性模量成正比。金属材料塑性的屈服点往往表示材料弹性模量的急剧下降，在超过屈服点的压应力区会出现逐渐明显增大的屈曲变形，可以用非线性方法来计算。弹性屈曲可按其影响范围分为局部屈曲和总体屈曲。局部屈曲是结构的部分元件出现变形，经过内力重新分配后结构仍能承受所加载荷，卸载后局部变形可消除。总体屈曲要使结构产生大变形而失去承载能力。有些情况下总体屈曲可能由于局部屈曲时载荷不能重新分配而引发。对复杂结构必须有相应的试验来验证其稳定性。选择合理的加筋形式和尺寸，考虑内压支持和保证加工精度是提高薄壁结构稳定性的有效措施。

（撰写：敖 林　审订：王心清）

D

daodan hangtianqi mifeng jiegou

导弹／航天器密封结构 sealing structure of missile/spacecraft 导弹／航天器工作过程中（包括水下发射、地面加注和飞行），在满足使用环境条件下，防止液体和气体外漏、内渗或使漏量、渗量控制在一定范围内的结构。如推进剂贮箱、气瓶、活门和密封舱段等。典型的密封结构按使用条件通常可分为静密封和动密封结构两大类。静密封结构是被密封部位的两个耦合件之间不存在相对运动的密封结构。静密封结构使用的密封元件属于非金属材料的主要有橡胶O形圈、橡胶和塑料垫圈及液体密封胶等；属于金属材料的有各种金属空心O形圈、铜垫圈、铝垫圈、组合垫圈和金属橡胶等。动密封结构是被密封部位的两个耦合件之间具有相对运动的密封结构，又可分为往返运动式和旋转运动式两种。因使用环境条件不同，密封结构又可分为热密封结构、冷密封结构和常温使用密封结构。热密封结构和冷密封结构需采用特殊密封材料和特殊密封工艺。对密封结构总的设计要求是在工作温度和工作压力（包括内压和外压条件）等力学与自然环境条件下具有良好的密封性能，密封性能随工作压力的增加或降低无明显变化，使用寿命长，密封元件对介质有良好的相容性等。



密封结构局部示意图

（撰写：刘素云　审订：王心清）

daodan hangtianqi mokuaihua sheji

导弹／航天器模块化设计 modularized design for missile/spacecraft 在对导弹/航天器进行功能分析和分解的基础上，划分并设计出一系列通用模块或标准模块，然后从这些模块中选取相应的模块并与补充设计的专用模块和零部件一起进行相应的组合，以构成满足一定需要的产品的设计过程。所谓模块是指具有特定功能和典型结构的通用、独立单元。它必须具有以下条件：(1) 独立的功能和结构。模块都应具有独

立的、不受干扰的特定功能，可以进行单独的运转或测试、制造、储备，可作为商品流通于市场。(2) 可组合性。模块应具有良好的接口，有很强的组合能力，即组合性，可以与其他组成部分有机地组合，构成新产品，也易于从产品中拆卸和更换。(3) 通用性。模块应是具有标准接口或联接要素的标准单元或通用单元，应具有典型性、通用性、互换性或兼容性。导弹/航天器模块化设计是降低研制费用、缩短研制周期、延长导弹/航天器有效寿命的重要措施。（撰写：余梦伦）

daodan hangtianqi tuili shiliang kongzhi

导弹/航天器推力矢量控制 thrust vector control of missilel/spacecraft 按照产生控制力和控制力矩的方式定义的导弹/航天器飞行控制的一种方式。导弹/航天器推力矢量控制装置是控制系统的重要组成部分。它利用不同方法改变导弹/航天器发动机推力的方向，使发动机的推力在其主轴的垂直方向产生侧向分力，形成控制力和控制力矩，以克服各种干扰，控制导弹/航天器的质心运动和绕心运动，使之按预定弹道稳定飞行。改变发动机推力方向、产生主推力侧向分量的方法有摆动主发动机、摆动游动发动机、摆动发动机喷管和二次喷射等。推力矢量控制的优点是轴向推力损失小、动态响应快和可提供较大的控制作用等。若只有一台发动机，可通过发动机推力的双向摆动完成俯仰和偏航控制，滚动则需要用其他方法控制。若有两台或四台发动机，则可通过两台发动机推力的分别双向摆动或四台发动机推力的单向摆动同时完成俯仰、偏航和滚动三个通道的控制。

（撰写：孙思礼 审订：王晓东）

daodan hewuqi

导弹核武器 nuclear missile 简称核导弹。装有核弹头的导弹的统称。导弹核武器是一种突击能力很强的大规模杀伤性武器，分战略核导弹和战术核导弹两大类。战略核导弹主要有地地(陆基)战略导弹和潜地(海基)战略导弹两种，用于攻击敌方重要的战略目标；战术核导弹有地地战术弹道导弹、巡航导弹等，用于攻击敌方战役纵深的重要战术目标。战略核导弹与战术核导弹的概念是相对的，不同国家有所不同。有时将带核弹头的远程巡航导弹和反战略弹道导弹的导弹也列入战略核导弹中。军事大国常将陆基战略核导弹、海基战略核导弹和载核武器的战略轰炸机一起组成“三位一体”的战略核力量，作为国家武装力量的基石。导弹核武器的弹头可以是单弹头，也可以是多弹头，其威力以等量的常规炸药(TNT)爆炸时所产生的威力来表示，称 TNT 当量。导弹核武器的弹头威力通常为几万至数百万吨 TNT 当量，它与导弹的命中精度组合形成核导弹对目标的毁伤能力。命中精度通常以圆概率误差表示，它对加固点目标的毁伤概率的影响远大于威力的影响。当精度提高1倍时，弹头的威力只需原来的1/8即可达到同样的毁伤概率。因此，各导弹研制国都在大力提高导弹的命中精度，已开始在弹道导弹上应用末制导。早期洲际导弹的精度(圆概率误差)为千米级，甚至达10 km以上，目前已达到百米级，且还在进一步提高，从而降低了对弹头当量的需求。为了突破对方的防御系统，各国的导弹几乎都采用了多种突防手段，如隐身、欺骗、干扰、加固和机动变轨等。（撰写：魏其勇 审订：刘宝镛）



导弹核武器

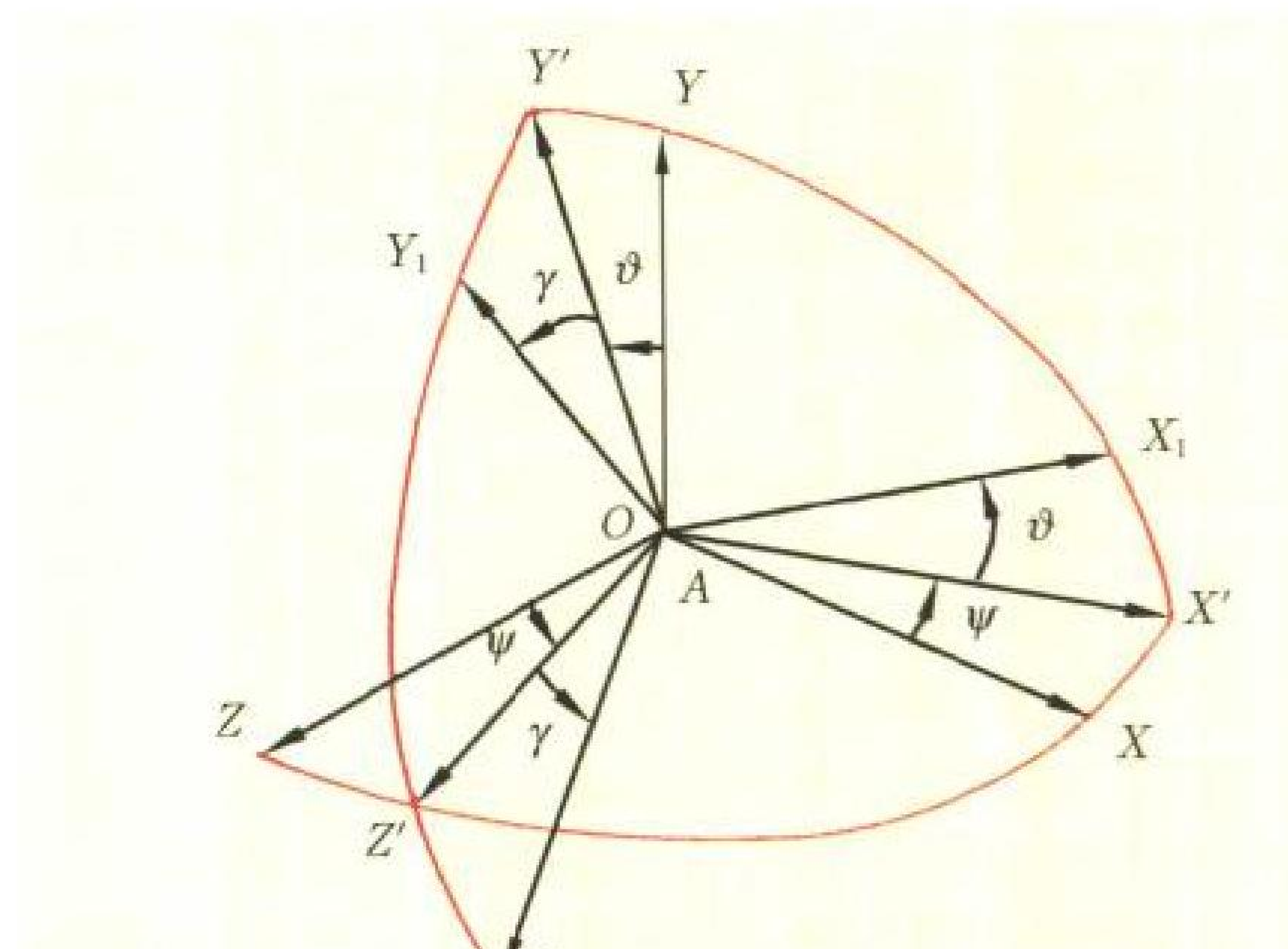
daodan hengce yundong

导弹横侧运动 lateral motion of missile 仅仅考虑导弹横侧方向参数变化的运动。应当指出，只有同时满足以下3个条件，导弹的扰动运动才可能分为纵向和横侧扰动运动：(1) 导弹具有纵向对称平面；(2) 在未扰动运动中，横侧向参数的数值和纵向参数对时间的导数的数值足够小；(3) 小扰动。

（撰写：关世义 审订：邵继法）

daodan huojian feixing zitai

导弹/火箭飞行姿态 attitude of missile/rocket in flight 导弹/火箭飞行过程中相对于地面的姿态。导弹/火箭的飞行姿态可以通过3个欧拉角来描述，即俯仰角 ϑ、偏航角 ψ 和滚动角 γ，它们可以通过建立弹体坐标系 $OX_1Y_1Z_1$ 和地面坐标系 $AXYZ$ 的关系来确定，如图所示。



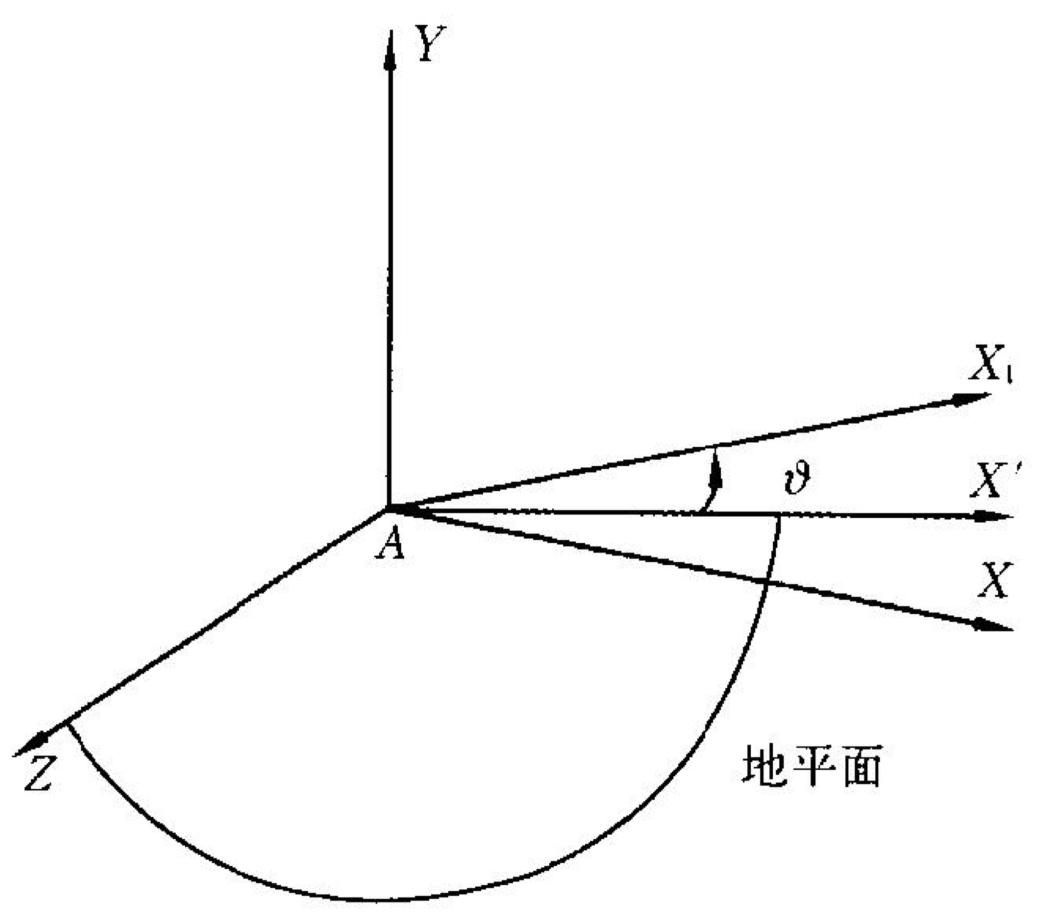
弹体坐标系与地面坐标系的关系

O—导弹/火箭的质心位置；OX_1—导弹/火箭的纵轴，一般平行于弹/箭身对称轴线或平行于弹翼平均气动弦，向前为正；OY_1—位于导弹/火箭的对称平面内，垂直于 OX_1 轴，向上为正；OZ_1—按右手定则确定

（撰写：关世义 审订：邵继法）

daodan huojian fuyangjiao

导弹/火箭俯仰角 pitch angle of missile/rocket 弹/箭体纵轴 OX_1 与地面坐标系中的地平面(即XAZ)之间的夹角(ϑ)。导弹处于抬头状态时俯仰角为正，反之为负，如图所示。



导弹／火箭俯仰角

（撰写：关世义　审订：邵继法）

daodan huojian fuyang liju

导弹／火箭俯仰力矩　pitching moment of missile/rocket

作用在导弹／火箭上的各种力，包括空气动力、发动机推力等对通过质心的横轴 OZ_1(俯仰轴）产生的力矩。导弹／火箭绕OZ轴的运动称为俯仰运动，习惯上规定使其抬头（上仰）的力矩为正向俯仰力矩。以空气动力操纵的导弹为例，如舵面在后则舵偏向上产生抬头力矩，如舵面在前（鸭式舵）则舵偏向下产生抬头力矩。俯仰力矩M_Z可表示为

$$M_Z=m_Z qSl$$

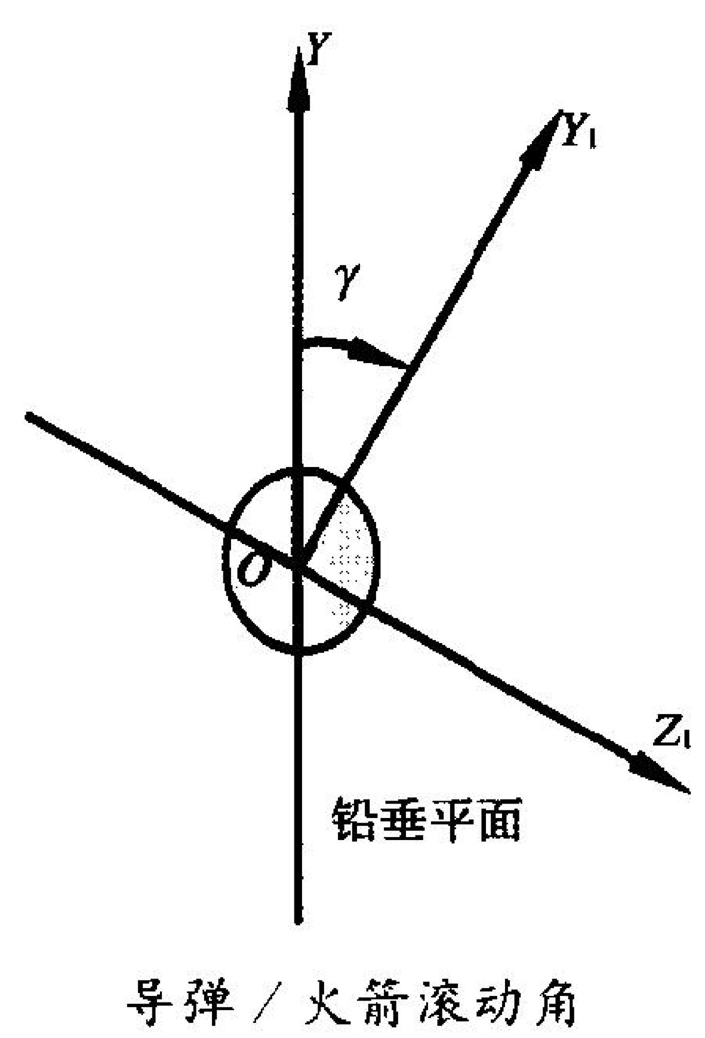
式中 q为动压；S为参考面积；l为参考长度；m_Z为俯仰力矩系数，取决于导弹／火箭绕横轴的转动角速度ω_Z、迎角α及其变化率$\dot{\alpha}$，升降舵偏角δ_Z及其变化率$\dot{\delta}_Z$。

（撰写：羌 锣　成楚之　审订：彭冠一）

daodan huojian gundongjiao

导弹／火箭滚动角　roll angle of missile/rocket　又称滚转角、倾斜角。弹／箭体坐标系中的OY_1轴与通过OX_1轴的地球铅垂面之间的夹角(γ)。当顺着OX_1轴（航向）观察时，若以最小滚动角使OY_1轴顺时针转至该铅垂面，则滚动角为正，反之为负，如图所示。

（撰写：关世义　审订：邵继法）



导弹／火箭滚动角

daodan huojian gundong liju

导弹／火箭滚动力矩　rolling moment of missile/rocket　又称导弹／火箭滚转力矩。作用在导弹／火箭上的力，包括空气动力、发动机推力等对纵轴 OX_1 产生的力矩。导弹／火箭绕纵轴的运动称滚转运动，习惯上规定顺航向使导弹／火箭向右滚动为正向滚动力矩。滚动力矩一般由侧滑飞行、操纵机构偏转、飞行器绕三个轴的转动等造成流动不对称而产生。另外，翼面(安定面、舵面)生产安装误差、质心侧偏、发动机推力偏转、偏心等因素，也能产生滚动力矩。滚动力矩的表达式为

$$M_X=m_X qSl$$

式中参数的意义参见导弹／火箭俯仰力矩。其中参考长度l可用导弹／火箭直径D。

（撰写：羌 锣　成楚之　审订：彭冠一）

daodan huojian huifu liju

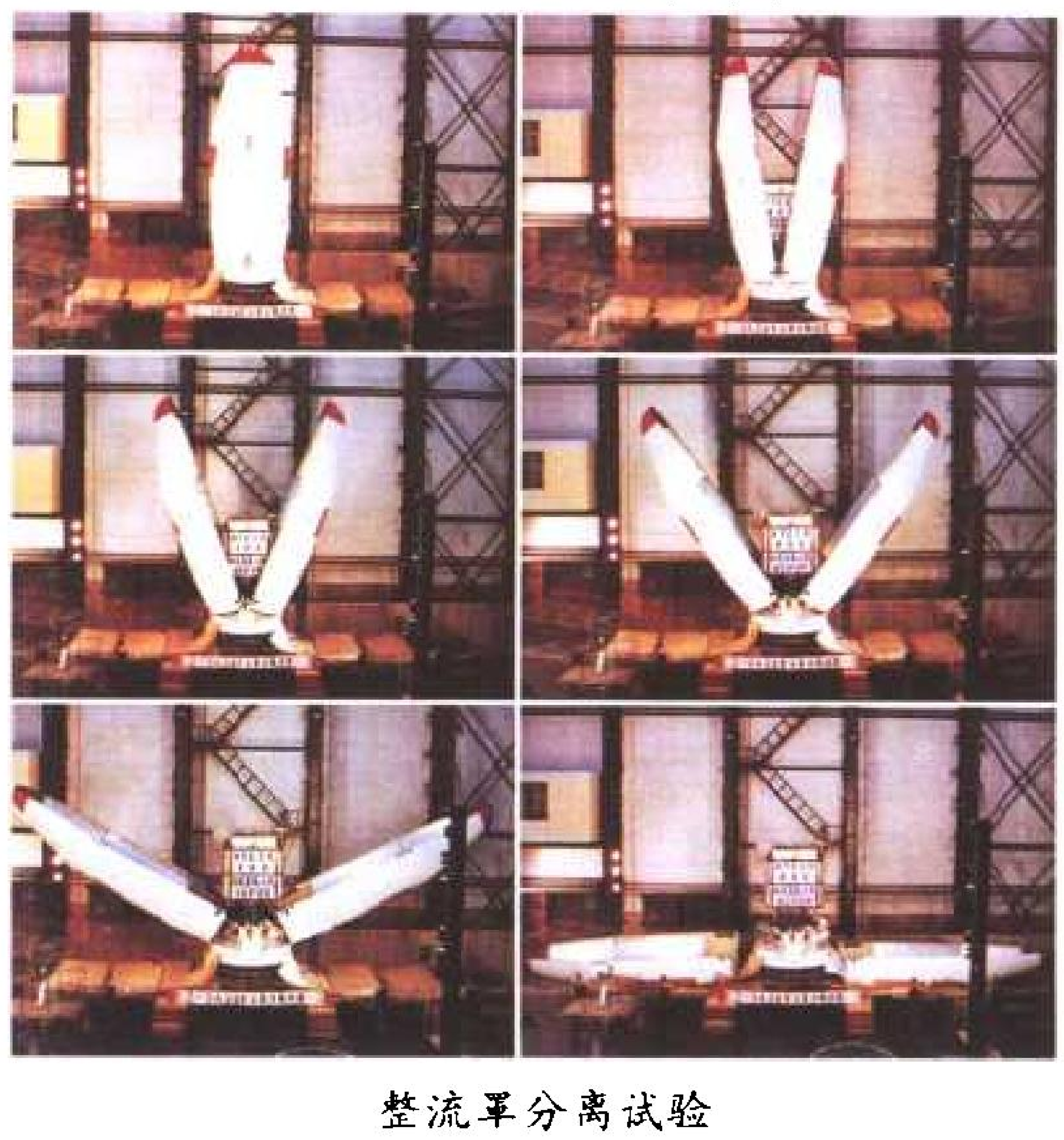
导弹／火箭恢复力矩　restoring moment of missile rocket

又称导弹／火箭稳定力矩。当导弹／火箭在飞行中受到某种微小、短暂的扰动时，产生的有消除偏离、恢复初始平衡状态趋势的空气动力力矩。一般而言，导弹／火箭在纵向（横向、航向）具有产生恢复初始平衡状态的力矩，称为纵向（横向、航向）静稳定。很明显，当气动力中心在导弹／火箭质心之后时、扰动偏差出现偏差角所产生的力矩恰好是力图减小偏差角、导弹／火箭是静稳定的。同时也可以看出，由于相对滚动时、质心是在对称轴上，难以出现滚动恢复力矩，而必须靠辅助或附加力矩才能使其滚动稳定。静不稳定导弹／火箭没有恢复力矩。

（撰写：羌 锣　成楚之　审订：金玉华）

daodan huojian jiegou dongli shiyan

导弹／火箭结构动力试验　missile/rocket structural dynamic test　为确定导弹／火箭结构的各种动力学载荷和特性而进行的地面试验。导弹／火箭结构动力试验主要包括地面风载荷试验（含风洞模型试验和发射场全尺寸结构试验），颤振模型风洞试验，抖振模型风洞试验，全弹／箭及其部件的振动特性试验（亦称模态试验），结构振动或噪声传递特性试验、结构分离（如整流罩分离、级间分离、头体分离和星箭分离等）冲击试验和结构热弹性试验等。导弹／火箭结构动力试验一般在型号研制阶段的前期进行，大多采用结构动力相似的全尺寸模型或缩比模型，用于为导弹／火箭的结构设计提供依据，并验证结构设计方案是否满足要求。



整流罩分离试验

（撰写：夏益霖　审订：周锦扬）

daodan huojian kongzhi xitong

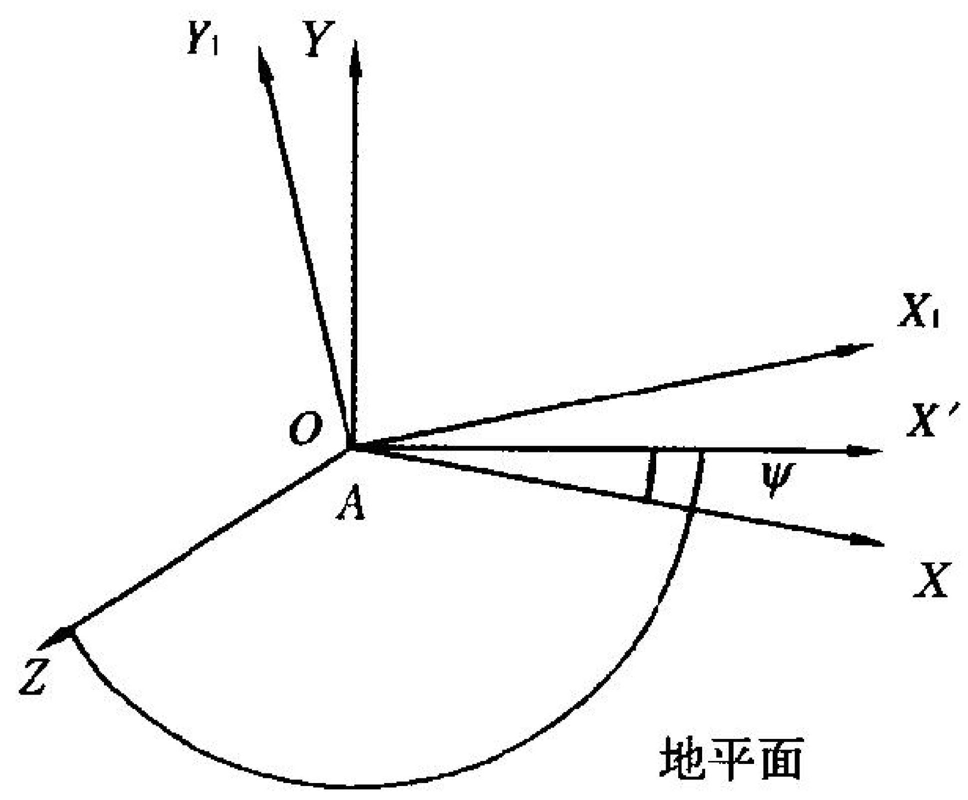
导弹／火箭控制系统　missile/rocket control system　又称导弹／火箭飞行控制系统。控制导弹／火箭质心以及弹体绕质心姿态运动的系统。其基本功能是通过控制导弹／火箭的姿态运动来控制其质心的运动轨迹——弹道，以一定的性能指标飞向目标。导弹／火箭控制系统由导航制导系统、姿态控制系统和电源配电系统 3 个子系统组成。弹／箭上控制系统仪器按其工作特点可分为4类：(1) 敏感测量仪器，如三轴稳定平台、捷联惯测组合、速率陀螺、加速度计等；(2) 信号变换、处理（计算）和放大仪器，如弹载计算机、信号变换器、放大器等；(3) 执行机构，如各类伺服机构、各类气动控制和推

力矢量控制装置、小推力姿控动力装置等;(4)电源配电设备，如一、二次电源、各种配电器、时序信号分配器，以及条件逻辑控制的仪器设备、电缆网等。在给定的环境和飞行条件下，导弹／火箭的制导精度要求是控制系统设计的主要技术指标。

（撰写：李高风　审订：王京武）

daodan huojian pianhangjiao

导弹／火箭偏航角　yaw angle of missile/rocket　弹／箭体纵轴 OX_1 在地面坐标系中 XAZ 平面上的投影线与地面坐标系中的 AX 轴之间的夹角(ψ)。当逆着 OY_1 轴方向观察时，逆时针方向偏航角为正，反之为负，如图所示。



导弹／火箭偏航角

（撰写：关世义　审订：邵继法）

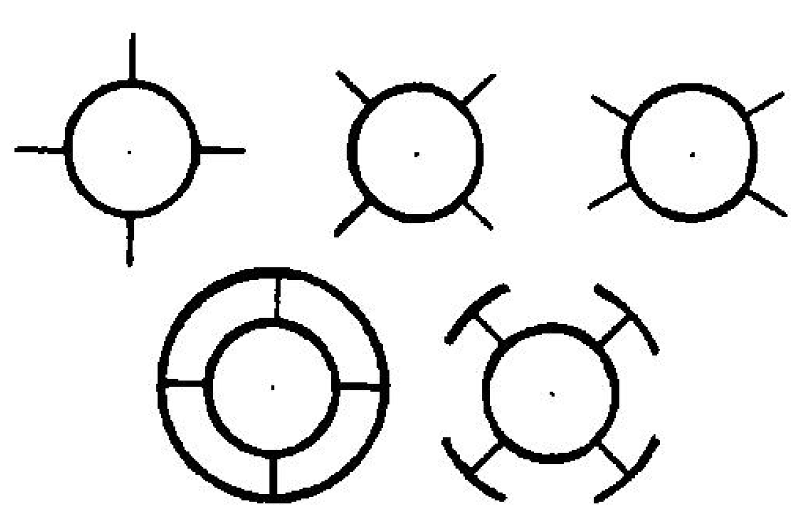
daodan huojian pianhang liju

导弹／火箭偏航力矩　yawing moment of missile/rocket　又称侧向力矩或偏转力矩。作用在导弹／火箭上的各种力，包括气动力、发动机推力等对立轴 OY_1 产生的力矩。习惯上规定顺航向使导弹／火箭头向左偏为正向偏航力矩。导弹绕 OY 轴的运动称为偏航运动，它的运动方式、力矩表达式均类似于导弹／火箭俯仰力矩。

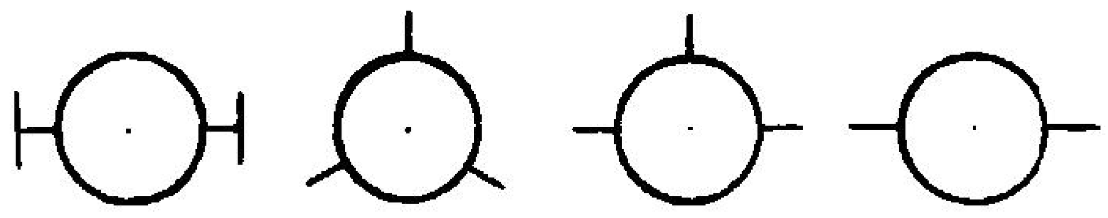
（撰写：羌　镠　修订：成楚之　审订：彭冠一）

daodan huojian qidong buju

导弹／火箭气动布局　missile/rocket aerodynamic configuration　气动力面沿弹/箭身周围和纵轴配置的形式与数量安排。气动力面包括弹翼、安定面、舵面等。按照翼面在弹身周围位置的不同大致可分为轴对称布置和面对称布置两类方案。常用的轴对称布置形式有“+-+”型、“×-×”型、“+-×”型、环型和改进环型等(图1(a))；面对称布置形式有“一”字型、“人”字型、“H”型和“⊥”型等(图1(b))，通常采用“一”字型主翼与“人”字型或“⊥”型尾翼的布置形式。按照控制面沿弹身纵轴的配置形式，基本上可分成正常式、鸭式、无尾式、旋转弹翼式、尾翼式和无翼式，见图2。导弹气动布局是导弹外形设计的重要任务之一，它需要与战斗部、推进系统和其他弹上设备的安排反复协调，保证全弹压力中心和质心的相对位置及其变化范围满足要求，还要考虑质量、成本、使用维护、安全性和可靠性等多种因素。气动布局直接影响导弹的升力、阻力、气动力矩等气动特性和稳定性、操纵性、机动性等控制特性。不同类型的导弹对气动性能和控制特性的要求不同，从而采用的主要布局形式有所不同，并由此演化出形状各异的多种导弹外形。例如，巡航导弹多采用“一”字型弹翼的正常式布局；近程小型导弹多采用鸭式布局；地空导弹除采用“×-×”型正常式布局外，根据作战空域的不同，还有鸭式、无尾式和尾翼式布局用得较多；而对于弹道导弹和火箭，则主要是采用尾翼式和无翼式布局。



(a) 轴对称翼面布置形式



(b) 面对称翼面布置形式

图1 翼面在弹身周围的布局

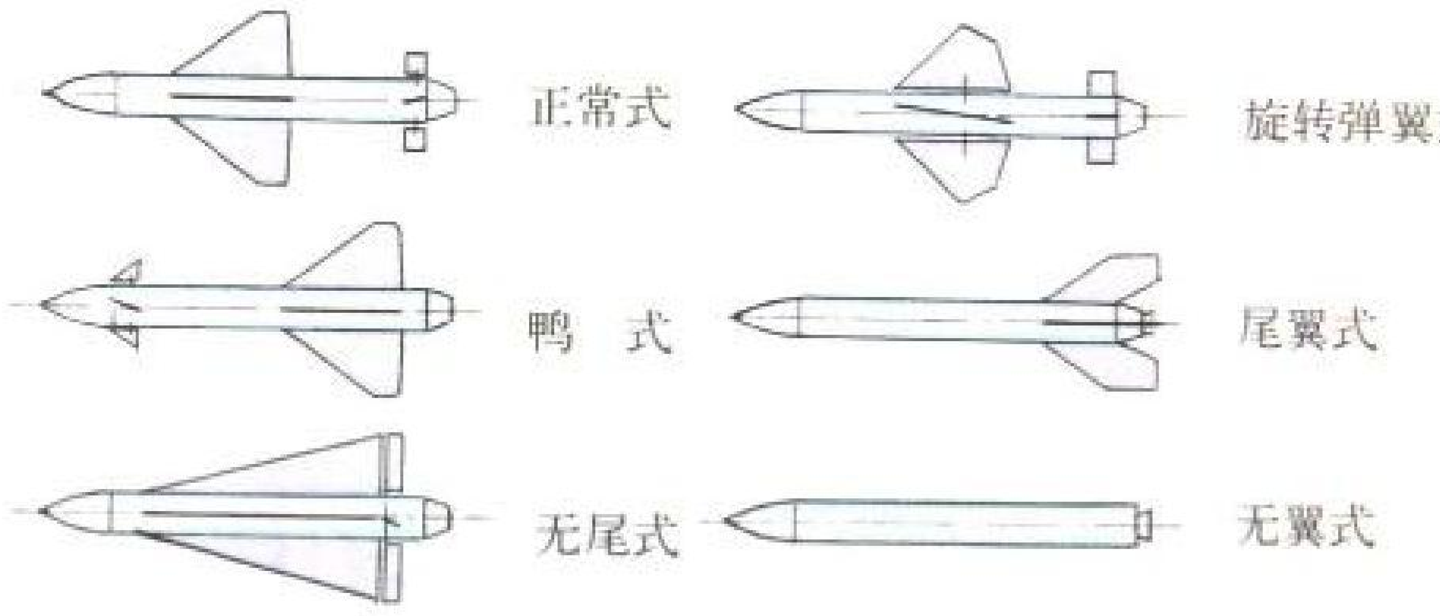
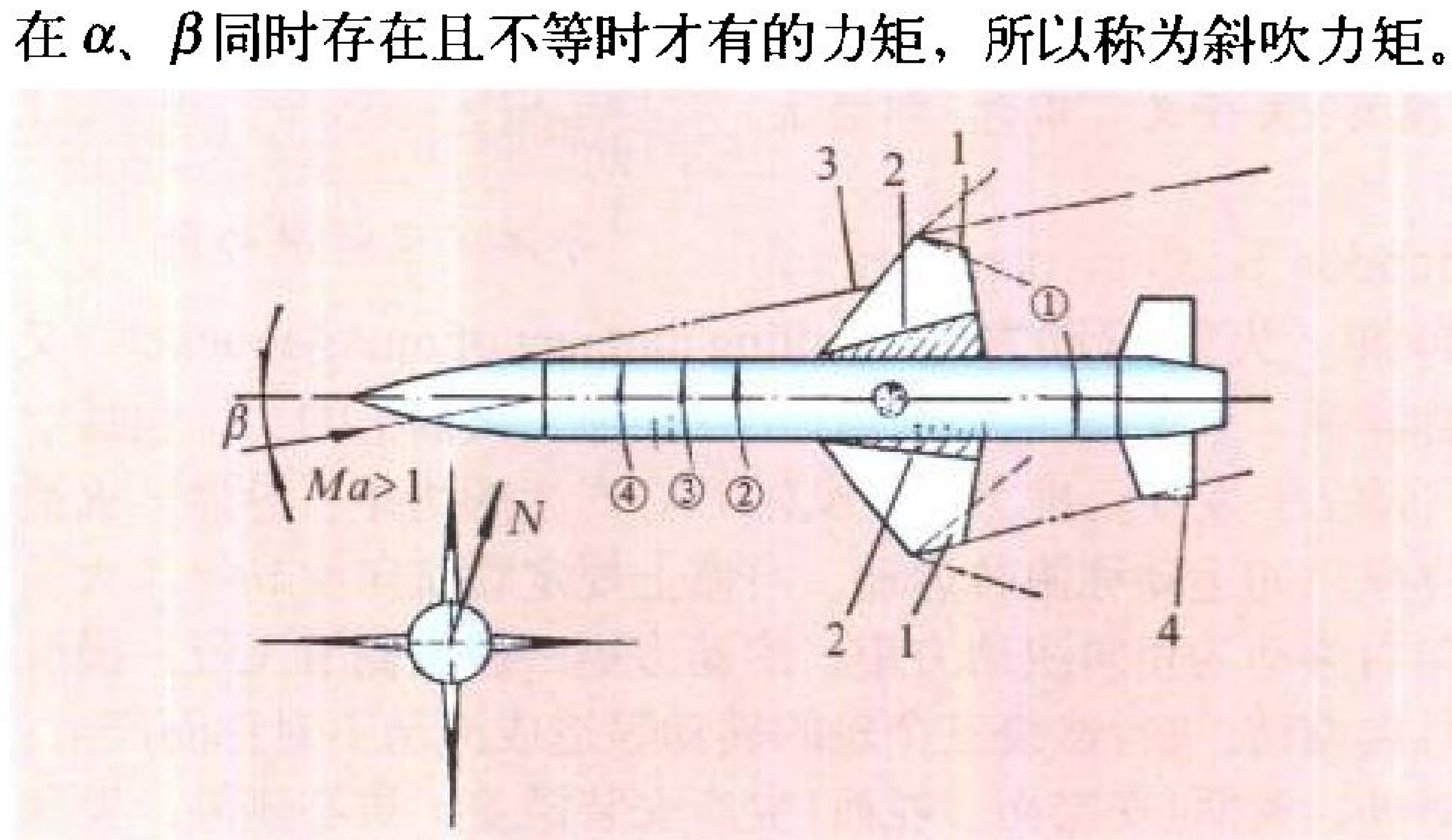


图2 控制面布局形式

（撰写：刘恒振　审订：宣　平）

daodan huojian xiechui liju

导弹／火箭斜吹力矩　heeling moment of missile/rocket　又称诱导滚动力矩。当导弹／火箭以迎角 α 和偏航角 β ($\alpha \neq \beta$) 飞行时，因为气流不对称产生的相对于纵轴的滚动力矩。如图所示，斜吹力矩与下列因素有关:(1)翼端影响，两侧与流向夹角不同，尤其是超高速下翼尖马赫锥在翼面上的形状大小在两侧有差别;(2)弹身对弹（尾）翼的影响在顺流向与背流向使两侧产生差别;(3)由前翼舵偏(安装角)和在侧滑气流中形成的不对称洗流对后翼的影响。在这些因素的影响下，使导弹／火箭的左右或上下气动面上的力和力的分布不对称。由于是只有在 α、β 同时存在且不等时才有的力矩，所以称为斜吹力矩。



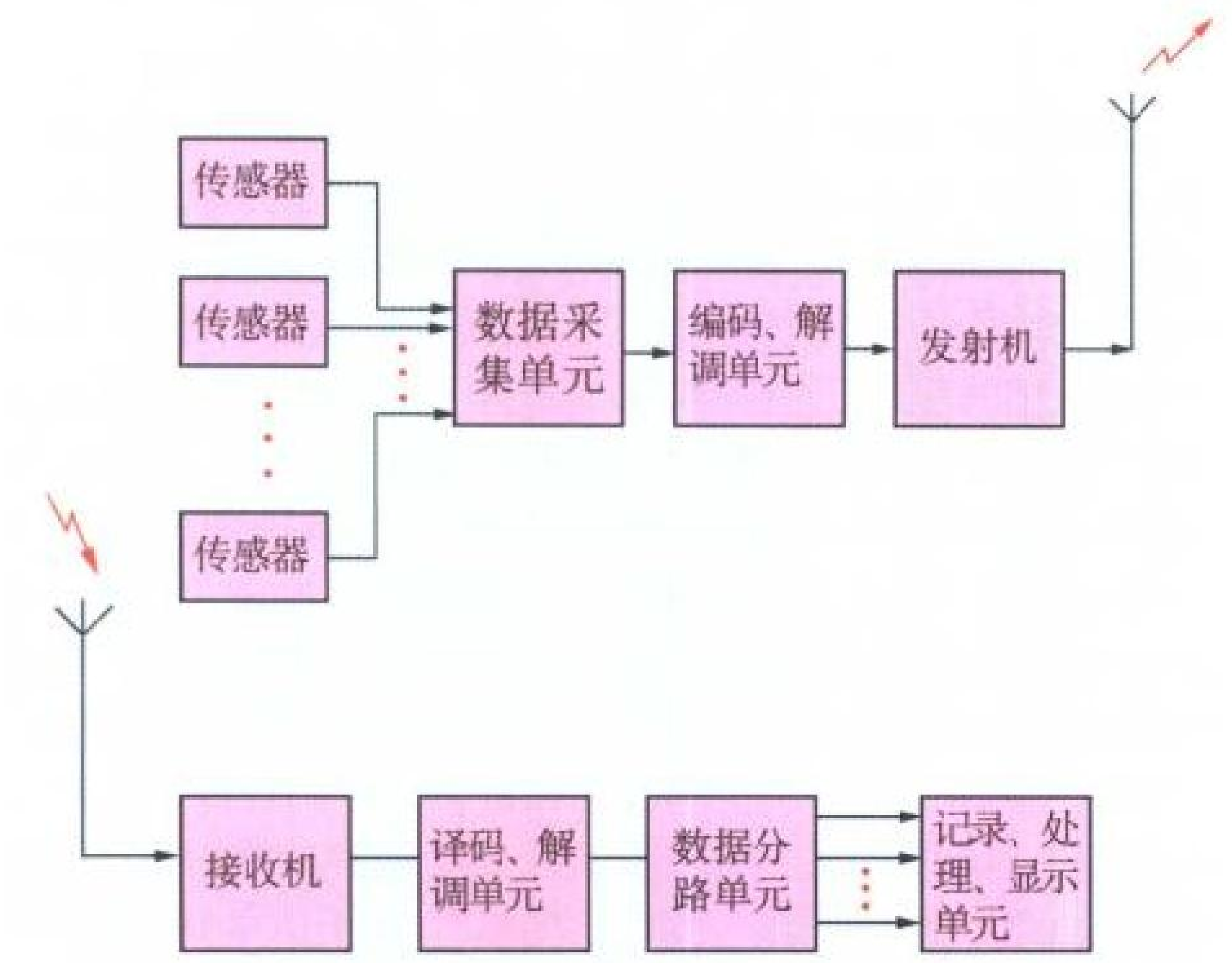
引起斜吹力矩的因素

1—翼端的影响；2—弹身对弹翼的影响；3—后掠角改变的影响；4—洗流的影响；①②③④分别为4种影响引起的斜吹力矩；β—侧滑角；Ma—来流马赫数；N—法向力

（撰写：羌　镠　成楚之　审订：彭冠一）

daodan huojian yaoce xitong

导弹/火箭遥测系统 missile/rocket telemetry system　对导弹/火箭的各种参数进行检测，并把检测结果通过信道传送到接收端的测量系统。现代导弹/火箭遥测几乎都采用时分制数字传输方式。在弹/箭上，传感器检测各种被测参数并将其变换成电信号。数据采集单元汇集这些信号，进行采样和数字化，形成一定帧格式的数字信号序列。编码调制单元对该序列进行信道编码和保密编码，有的还进行副载波调制，如扩频或相移键控等调制。最后信号经发射机完成载波调制和功率放大，馈送到发射天线发送出去。在地面接收站，接收天线（一般具有跟踪能力）接收遥测信号并送入接收机进行放大和载波解调。解调后的信号送入下一单元完成信道译码、解密或副载波解调，之后进行分路、记录、处理和显示。时分制数字遥测信号接收的一个重要问题是提取各种同步信号。弹/箭遥测的基本作用是在导弹或火箭试验时测量弹/箭各分系统的工作状态和环境参数，为评定弹/箭各分系统的设计、分析故障原因和对试验过程的实时监控提供数据。



导弹/火箭遥测系统原理框图

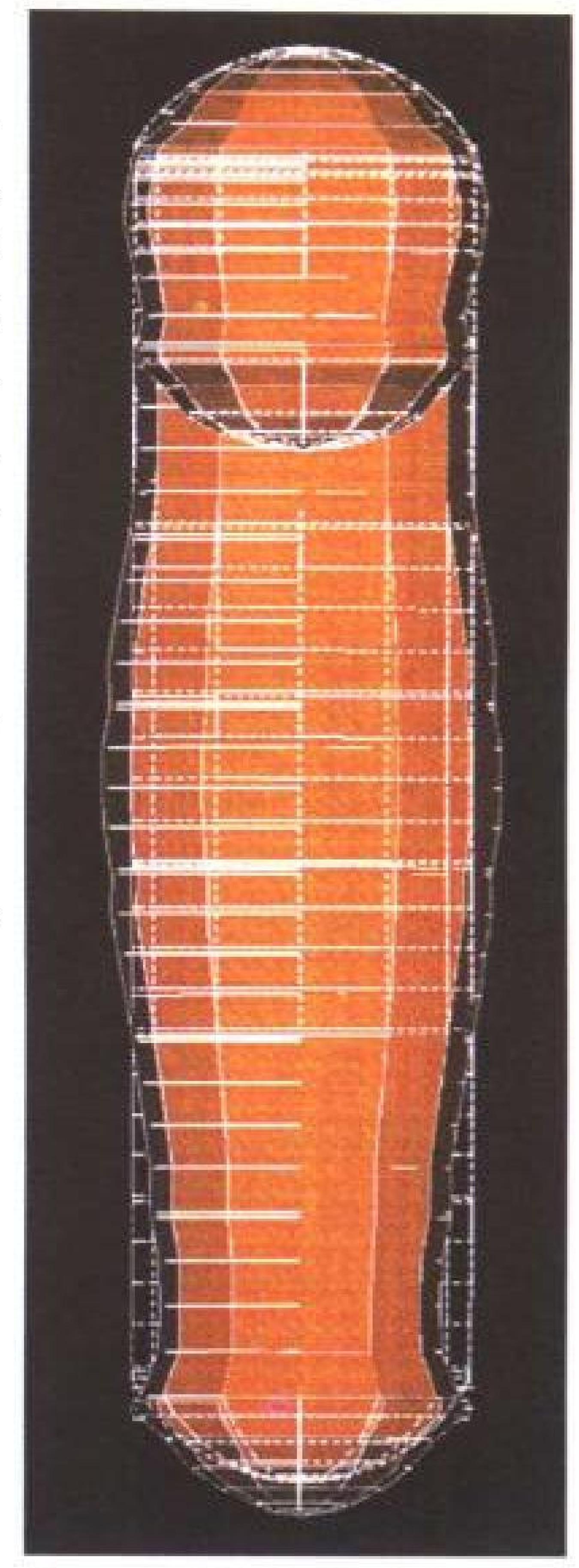
弹/箭遥测的主要特点是被测参数类型多、数量大，弹/箭载遥测设备的体积、质量和功率消耗受到严格限制且工作环境恶劣，遥测系统的通信距离远，设备可靠性要求高。现代弹/箭遥测系统通常是弹/箭测控系统的一个组成部分。

（撰写：郝建民　审订：李邦复）

daodan huojian zhendong shiyan

导弹/火箭振动试验 missile/rocket vibration test　为确定导弹/火箭的振动特性或对振动环境的适应能力而进行的地面试验。前者称为振动特性试验（也称为模态试验），后者称为振动环境试验。导弹/火箭振动特性试验通过对导弹/火箭进行振动激励和响应测量，获得全弹/箭横向弯曲振动、纵向振动和扭转振动的模态参数，如固有频率、模态阻尼比和振型等，为控制系统设计和耦合振动分析等提供依据。振动特性试验系统主要包括激振系统、测量系统、试验模态分析软硬件和悬挂支撑系统等。振动特性试验也用于确定导弹/火箭部、组件的模态参数或振动传递特性，以验证产品设计是否满足要求并发现设计薄弱环节。导弹/火箭振动环境试验按规定的振动试验条件对导弹/火箭及其分系统和部组件进行振动激励，以考核产品是否能够承受规定的振动条件并正常工作，暴露产品设计或制造中的薄弱环节。典型的振动环境试验系统主要包括振动台、振动控制仪、测量和记录系统、水平滑台和试验夹具等。在某些情况下，振动环境试验也采用自然激励方式，如公路或铁路运输产生的振动激励。振动环境试验也用于对导弹/火箭的电子元器件和部、组件进行环境应力筛选，以提高可靠性。随着计算机技术的发展，振动仿真的应用也日益广泛。

（撰写：夏益霖　审订：周锦扬）



“阿里安”5火箭第一级飞行振动三维仿真

daodan huojian zitai kongzhi

导弹/火箭姿态控制 missile/rocket attitude control　对导弹/火箭绕质心运动所进行的控制。在飞行中，导弹/火箭绕其质心的转动称为弹体的姿态运动，通常用俯仰角（ϑ）、偏航角（ψ）、滚动角（γ）及其角速率（$\dot{\vartheta}$、$\dot{\psi}$、$\dot{\gamma}$）描述。姿态控制的首要任务是稳定导弹/火箭绕质心的运动，即导弹/火箭的姿态运动，在各种干扰作用下，能较快地恢复到给定的姿态角位置，并有一定的稳定裕度。同时，姿态控制要及时响应制导系统产生的导引指令，精确控制导弹/火箭姿态，改变推力方向，使导弹/火箭按要求的弹道飞行。完成姿态控制功能的系统称为姿态控制系统。导弹/火箭的姿态控制，在考虑刚体控制的同时，还要考虑弹/箭体的弹性振动，对使用液体火箭发动机的导弹/火箭还应考虑液体推进剂晃动对稳定的影响。

（撰写：李高风　审订：王京武）

daodan huokong xitong jingdu shiyan

导弹火控系统精度试验 accuracy test of missile fire control system　验证导弹火控系统完成各项功能的精确度的实验，是导弹武器系统的主要试验项目之一。导弹火控系统的主要任务是：完成目标位置的探测和目标运动参数的处理；完成导弹射击诸元的解算，并装定到导弹上；完成导弹的射前检查，控制导弹发射，对目标进行攻击。导弹射击诸元的解算精度直接影响到导弹的命中概率。因此，火控系统精度试验是导弹武器系统最复杂的试验项目。对导弹火控目标探测设备和导弹发射装置在同一平台上的导弹武器系统而言，导弹射击诸元的解算精度主要取决于目标位置探测的精度和目标运动参数处理的精度。而对目标探测设备和导弹发射装置不在同一平台上的导弹武器系统而言，如用超视距目标指示系统探测目标的位置信息时，导弹射击诸元的解算精度又和目标探测设备载体位置和姿态（包括载体的航向）测量的精度有关。为了检查这些测量设备的测量精度，必须要进行火控系统精度试验。在火控系统精度试验中，对影响系统精度的各个参数的真值和测量值分别进行测量和记录，并按照数据处理标准处理各个参数的系统误差、随机误差和最大误差。其处理方法有算术平均法、中心移动平滑法和多项式正交拟合法等。只有系统所有参数的误差都满足技术指标要求，才算满足设计指标。

（撰写：胥曰仲　审订：黄兴东）

daodan jidong texing

导弹机动特性 missile maneuverability 导弹迅速改变飞行速度大小和方向的能力。机动性由弹道切线方向和法线方向的加速度(或过载)的大小来度量。切向加速度表示改变速度大小的能力；法向加速度表示改变速度方向的能力，即转弯的能力。通常机动性是指法向加速度，也常用导弹的可用过载表示。

（撰写：羌锣　成楚之　审订：彭冠一）

D

daodan jizai fashe jishu

导弹机载发射技术 missile aircraft-launching technology 导弹由飞机(或直升机)，携带在空中发射的技术。导弹机载发射技术是一项比较复杂的导弹发射技术，随飞机和导弹的种类不同，需要解决的问题也不同。发射导弹对周围的安全是有影响的。飞机本身是个脆弱的载体，而机上又有飞行人员。因此，机载导弹发射必须在保证飞机和人员安全的前提下完成。第一，要保证导弹离开飞机时不会碰撞飞机，直接威胁飞机的安全。采取的具体措施是，导弹投放后的短时间内，要保持导弹的姿态不变，导弹靠自身的重力下落到一定距离或者飞机把导弹弹射出一定距离后导弹发动机再点火工作。第二，导弹点火飞行时导弹发动机的气流不要喷射到飞机发动机的进气口，以保证飞机发动机正常工作。方法是导弹发动机没离开可能危及飞机安全的区域时不点火，待导弹无动力下滑到安全区时，发动机再点火飞行。有的导弹上有惯性导航系统，但需要载机提供位置和姿态的准确数值给导弹作基准，协助弹上的惯性导航系统完成动基座对准以后发射导弹，此时导弹发射对飞机的姿态要求就主要考虑机弹分离的安全性了。而对于弹上没有惯性导航系统的导弹，就对发射导弹时的飞机姿态要求比较严格，如要求飞机的俯仰角在陀螺开锁时为 $\vartheta \pm 1°$，导弹发射时的俯仰角为 $\vartheta \pm 1.5°$ (ϑ 为一个常数)。为此，导弹发射时需要调整飞机的俯仰角，以满足导弹发射姿态的要求。飞机的机翼角变形会达到 $\pm(2° \sim 5°)$，而有的机翼吊挂导弹不允许有如此大的角度误差，所以飞机还必须测量出此角度并装定到导弹上。一架飞机挂4枚以上(每个机翼上两枚以上)导弹时，要求两个机翼上的导弹交替发射，不能先发射完一边再发射另一边。由此可见，机载导弹发射技术有许多特点需要在设计上考虑。

（撰写：胥曰仲　审订：黄兴东）

daodan jijian fenli shiyan

导弹级间分离试验 missile stage separation test 考核导弹舱段或助推器在飞行状态下能否正常分离所进行的有关试验。该试验先在地面进行模拟加载分离试验(又称静态分离试验)或用缩比模型进行飞行分离试验，及实物火箭橇分离试验(亦称动态分离试验)，在上述试验成功后再进行导弹实际飞行分离试验。地面分离时，视情况也在风洞中进行模型分离试验。地面试验中一般采用高速摄影及数据采集仪器采集试验数据，对分离轨迹、分离速度及其它数据进行分析。导弹飞行分离试验采用外弹道测量及弹上遥测系统进行数据采集及有关分析。

（撰写：殷德荣　审订：程汉杰）

daodan jishu

导弹技术 missile technology 导弹从研制到使用所需各种技术的总称。按功用可分为3类：一类是导弹自身正常发挥效能所需的各种技术，如目标探测技术、指挥控制技术、发射技术、导弹总体技术、制导与控制技术、引信与战斗部技术、推进技术等；另一类是保证导弹研制成功和可靠工作所需的技术，如研究实验技术、设计制造技术、试验鉴定技术、系统仿真技术、贮存、维护和使用技术等；第三类是管理技术，包括导弹在研制、生产和使用过程中所采用的各种管理技术、理论和方法，如网络计划技术、计划评审技术、风险评审技术、质量评审与可靠性控制技术等等。由于导弹技术是一种将多门类、多学科、多层次、多分支科学技术融合、渗透为一体的综合性技术，具有科学、技术和工业一体化的特点，往往从总体上反映出一个国家的科学技术综合发展能力和国防现代化水平。

（撰写：毕士冠　审订：姚绍福）

daodan jishu kongzhi zhidu

《导弹技术控制制度》 missile technology control regime (MTCR) 在美国倡议、策划和推动下，拥有先进航天技术的一些西方国家为了限制大规模杀伤性武器的运载工具(不含有人驾驶的飞机)的扩散而签订的一项非正式多边协议。MTCR创始于1987年4月，1991年和1993年的成员国会议对制度作了重大修改。它有准则和附件两个部分。准则包括：(1)控制大规模杀伤性武器(即核武器、化学武器和生物武器)投掷系统与有关设备和技术的转让；(2)不妨碍各国民用航天计划的实施与国际合作；(3)防止将导弹转让到国家无法控制的地方(如私人集团、公司和财团)；(4)供应国政府通过本国法律对转让项目的最终使用实施控制。附件列出了限制转让的两类项目。Ⅰ类项目是最敏感的项目，它包括：(1)能把至少500 kg的有效载荷送到300 km以上距离的完整的火箭系统(含弹道导弹、运载火箭和探空火箭)和无人驾驶的航空器系统(含巡航导弹、靶机和无人侦察机)以及为上述系统而专门设计的生产设施；(2)与上述系统配套的完整分系统和为这些分系统而专门设计的生产设施和设备。Ⅱ类项目是能在Ⅰ类项目各系统中使用的推进系统部件和设备，以及为生产这些部件和设备而专门设计的生产设施、设备，包括兼有旋转成型和旋压成型两种功能的生产设施和设备。两类项目的转让要求通过国家立法予以限制。其中军民两用项目要求转让时，供应国必须采取一切措施防止项目用于导弹上，并通过与受援国之间的政府协议控制项目的最终使用。MTCR的发起国为美国、加拿大、法国、英国、西德、意大利和日本，到1999年11月成员国已达32个。此外，还有一些国家(含中国)同意遵守MTCR的规定和各项原则，或者原则上支持它的宗旨。MTCR是根据西方国家的军事观点和政治立场制定的，没有反映发展中国家的安全利益，具有片面性和对发展中国家的歧视性。虽然MTCR对遏制地区性军备竞赛有一定的积极作用，但很难从根本上制止导弹技术的扩散。

（撰写：刘恒振　审订：李双庆）

daodan jiagu

导弹加固 missile hardening 为增强导弹在战场环境中的抗毁伤能力，保持其作战性能所采取的保护性措施。按敌方袭击兵器的杀伤机理，导弹加固可分为“抗核”加固与“抗常规”加固两类，也可分为力学加固与电磁加固两类。考虑到加固的技术可行性与效能费用比，通常只对导弹的重要部位及关键仪器设备进行加固。对电子设备可采用屏蔽、补偿电路等防护技术，而半导体和集成电路等器件自身可采取加固措施。对结构可采用增加强度、刚度与加装减震缓冲支座等办法实施力学加固，以防止和衰减电磁脉冲、冲击波对导弹的干扰和破坏。为避免因单纯采取弹上系统加固对其作战性能指标的影响，可利用导弹发射井、发射筒、发射掩体等弹

外设施和设备，对导弹进行防护。如地下井内的导弹悬挂减震系统、发射筒的防护与屏蔽结构以及防护门和防护盖等，均可削弱杀伤效果，达到对导弹加固的目的。弹头为了反拦截需采用各种突防手段，其中也包括对弹头壳体与内部电子仪器进行不同方式的加固。随着激光杀伤等高新技术武器的使用，对导弹加固提出了更高的要求。

（撰写：周子林　审订：刘宝镛）

daodan jiasu texing

导弹加速特性　missile acceleration characteristics　导弹快速增加速度的能力。它是导弹的主要特征之一，与导弹质量特性、推力特性、气动特性等因素有关，同时直接影响到速度特性、弹体结构和弹上设备的工作。

（撰写：毛锣　成楚之　审订：彭冠一）

daodan jiandingxing feixing shiyan

导弹鉴定性飞行试验　missile qualification flight test　对导弹的作战使用性能进行考核鉴定的飞行试验。例如，按照飞航导弹研制程序的规定，在设计定型阶段要通过飞行试验对导弹及其配套设备进行考核鉴定，全面评价导弹武器系统的作战使用性能。鉴定性飞行试验也称为设计定型飞行试验。由使用部门委托的试验场区在征求承制单位的意见后提出鉴定性飞行试验大纲，完成试验后提出试验结果分析报告。随着地面试验技术的进步和可靠性理论的普及应用，“一次试验，集中鉴定”的传统模式必将转向“分段试验，综合鉴定”的现代模式，即应根据导弹在工程研制中对作战使用性能的验证情况，确定设计定型鉴定性飞行试验的考核方案，并结合研制过程的试验数据进行系统分析和综合评定。

（撰写：刘建同　审订：朱坤）

daodan keweixing

导弹可维性　missile maintainability　发生故障的导弹在规定的维护时间内，按照规范的维护条件和要求恢复正常工作的能力。其概率表示形式为可维度（率）。可维性和可靠性都是用以描述系统或产品保持正常工作能力大小的指标。所不同的是，前者从发生故障后能否尽快修复的角度描述系统或产品的正常工作能力，反映的是维修的易难程度；后者从如何保证系统或产品不发生故障的角度描述其正常工作能力，表示的是保持无故障工作的易难程度。将两者结合起来统一描述系统或产品正常工作能力的指标称可用性（又称广义可靠性），其概率表示形式为可用度（率）。系统可维度 $M(t)$ 是时间 t 的单调递增函数，当以指数分布函数形式表示时，其值为

$$M(t)=1-e^{-\mu t}$$

式中 μ 称为修复率，是指单位时间内完成修复的概率，其值为平均故障修复时间的倒数。

（撰写：毕士冠　审订：姚绍福）

daodan keyong guozai

导弹可用过载　available overload of missile　由导弹气动力和动力系统所能产生的，并考虑结构强度限制的最大法向过载。它表示导弹所能获得的弹道法向力大小，是衡量导弹机动性的指标。它与空气动力系数、动压、推力等有关，是结构和控制设计的基本参数之一。导弹沿给定弹道正常飞行的必要条件是导弹可用过载必须大于或等于需用过载和过载余量之和。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

daodan kuaisu zonghe jishu

导弹快速综合技术　rapid synthetic technique of missile　在导弹方案设计中，利用资源数据库中的各种资源和各学科工程应用软件的信息集成，通过计算机图形工作站进行拼装、分析、仿真的反复迭代，快速地求得导弹的综合优化方案的技术。随着现代战争对导弹武器装备需求的骤然性、多样性和多变化性以及军贸市场竞争的日益激烈，对导弹武器系统提出了高性能、低成本、变批量快速交付、维护使用简易、方便等要求。导弹快速综合技术就是为适应这些需求而形成的一项技术。本项技术的内涵包括数字产品开发（或称虚拟产品开发）技术、虚拟仿真验证技术和导弹性能快速评估技术等方面。其技术途径是在各种资源库，诸如导弹外形库、航空材料库、电子元器件库、标准件库、弹体典型结构库、导弹总体设计知识库和模型库的支持下，在计算机辅助设计/工程/制造（CAD/CAE/CAM）集成化系统中拼装出导弹方案，并对导弹的性能，包括气动特性、飞行控制性能、载荷及强度、刚度、振动特性、弹体与发动机的匹配特性等进行验证计算，进行加工刀轨仿真和发射、级间分离、战斗部爆炸等动力学过程的三维仿真等，对设计结果进行验证、修改和完善。这一技术可显著地缩短导弹研制周期，降低成本，提高质量，已在国外航空航天等领域应用，并取得满意效果。

（撰写：常伯浚　审订：曹建国）

daodan linyu shiyan

导弹淋雨试验　missile rainfall test　评定导弹在淋雨条件下，导弹壳体防止雨水渗透的能力。将导弹放入试验箱内，模拟降雨环境，经一定周期后检查弹内渗水和积水量，按照弹体密封等级评定是否合格。淋雨试验的主要参数有：降雨速率，淋雨时间，雨滴直径，弹体初温和淋雨用水温。淋雨试验方法有恒定淋雨法和吹雨法两种。

（撰写：丁恕海　审订：王文忠）

daodan moniqi

导弹模拟器　missile simulator　模拟导弹的一些控制程序和基本功能的模拟器。它是模拟筒弹系统在发射程序中通过发射控制系统检测的各项功能和工作状态电路的装置，是在没有筒弹系统时检测发射控制系统功能、进行发射控制系统训练的设备。根据导弹形式、发射方式、发射程序的不同，导弹模拟器所模拟的功能也不同。一般主要功能有：导弹在位/离架信号、陀螺电源电压/相序、发射指令信号、发射筒前盖抛出/在位信号、电池激活信号、发动机点火/点火故障信号和指令编码等。导弹模拟器的电路一般应与所模拟的筒弹系统的电路一致。（撰写：金伟　审订：李淑瑛）

daodan pichoujian feixing shiyan

导弹批抽检飞行试验　lot sampling flight test for missile　对定型后批生产导弹的抽样进行的检验性飞行试验。在导弹的批生产过程中，要由订货方代表根据规定的抽样方案在一定批量的导弹中抽取若干发弹进行检验性飞行试验，以检验导弹批生产质量的稳定性。用于批抽检飞行试验的导弹通常为战斗弹状态，但为获得飞行试验数据，也可将部分抽检弹改装成遥测弹或全部改成战斗遥测弹。批抽检飞行试验的大纲由试验承担单位与导弹承制单位协商后提出。传统的批抽检方案通常采用序贯抽样方案，其中的合格质量水平必须由双方商定。由于导弹价格较高，只能采用小子样检验方案，

因而必然存在较大的使用方风险。

（撰写：刘建同　审订：朱 坤）

daodan pianhang yundong

导弹偏航运动　yawing motion of missile　在导弹的横侧扰动运动中，如果解除航向运动参数和滚转运动参数之间的耦合项，即忽略滚转运动对航向运动的影响，则可以获得的运动就是导弹的纯偏航运动，或称偏航运动。导弹偏航运动方程组如下：

$$
\begin{cases}
\dfrac{dV}{dt}=\dfrac{P\cos\alpha\cos\theta-X}{m}\\
P\sin\alpha+Y=G=mg\\
-\dfrac{d\psi_c}{dt}=\dfrac{P\cos\alpha\sin\beta-Z}{mV}\\
\dfrac{d\omega_y}{dt}=\dfrac{M_y}{J_y}\\
\dfrac{d\psi}{dt}=\dfrac{1}{\cos\alpha}\omega_y\\
\psi_c=\psi-\beta\\
\dfrac{dx}{dt}=V\cos\psi_c\\
\dfrac{dz}{dt}=-V\sin\psi_c\\
\dfrac{dm}{dt}=-\dot{m}\\
\varepsilon_2=0\\
\varepsilon_3=0
\end{cases}
$$

式中　V为导弹飞行速度；ψ_c为导弹弹道偏角；ω_y为偏航角速度；ψ为偏航角；β为侧滑角；x为导弹飞行距离；z为导弹侧偏；P为推力；X为阻力；Y为升力；Z为侧向力；M_y为偏航力矩；J_y为转动惯量；m为导弹质量；ε_2和ε_3为理想控制关系式。

（撰写：关世义　审订：邵继法）

daodan qifei zhiliang

导弹起飞质量　missile take-off mass　导弹起飞瞬间（指动力系统点火，而非导弹开始运动）的质量。它包括有效载荷、弹上设备和制导控制系统、动力系统、结构与电缆网等全部质量，是导弹的重要战术技术指标。它标志着导弹的设计与制造水平，也体现了导弹的使用性能和生产成本。由于现代电子技术和计算机技术以及结构材料技术的发展，导弹的电子设备水平、制导与控制精度有了显著提高，导弹的有效载荷和结构质量大大下降，因此，在完成同等作战任务下，导弹的起飞质量在近10多年中下降了很多。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

daodan qishu shebei

导弹起竖设备　missile erector　将导弹由水平状态翻转竖立在发射台上和从发射台上回抱、下放导弹的设备。此设备大多用在早期的液体地地导弹上，除起竖、回抱和下放导弹外，一般还具有运输导弹的功能。导弹起竖设备上配置有承载导弹重力的起竖臂和夹紧导弹的闭锁装置，一般以液压为动力，由液压油缸把起竖臂和导弹从水平状态举升到垂直状态，再由闭锁装置把导弹放到发射台上。发射时，导弹起竖设备撤离发射台。取消发射时，导弹起竖设备重新进入发射场，对正发射台，升起竖臂，回抱导弹，再把导弹从垂直状态下放到水平状态。

（撰写：王兆华　审订：包元吉）

daodan qianyi

导弹前翼　front wing of missile　位于导弹头部，安装在弹翼前面的固定翼片。这种前翼大都是安装在正常式气动布局头部的翼片，也有的是为满足特殊需要安装在鸭式气动布局鸭式舵前面的固定翼片，如图1、图2所示。在正常式气动布局时，导弹前翼的作用是调整全弹压力中心，从而起到控制静稳定度的作用，达到满足稳定性和机动性的要求，其作用原理可从如下的静平衡公式予以说明：

$$
\begin{cases}
m_z^{\alpha}\alpha=m_z^{\delta}\delta\\
\dfrac{\alpha}{\delta}=\dfrac{C_y^{\delta}\ (X_r-X_T)}{C_y^{\alpha}\ (X_d-X_T)}
\end{cases}
$$

式中　α为导弹迎角；δ为舵偏转角；m_y^{α}为导弹俯仰力矩系数；m_z^{δ}为前翼偏角力矩系数；C_y^{δ}为舵偏角升力系数；C_y^{α}为导弹迎角升力系数。上式左面表示导弹的操作性，X_d-X_T表示全弹气动压力中心到导弹质心的距离，X_r-X_T表示导弹舵压力中心到导弹质心的距离。通过增加导弹前翼使全弹气动压力中心前移，就可减小X_d-X_T，而上式的分子基本不变，从而提高了导弹的操纵性和机动性。增加前翼后，前翼增加的升力与弹翼受到前翼干扰减小的升力相抵，对全弹的升力性能影响不大。采用这种气动布局的典型型号是"罗兰特"地空导弹。由于导弹的质心随发动机燃烧而移动，导弹的气动压力中心随导弹的速度变化而变化，所以固定的前翼很难兼顾在全作战空域内对导弹静稳定性和机动性的矛盾要求，为此"罗兰特"采用了可伸缩的前翼。在鸭式气动布局中采用前翼除了得到上述作用外，更主要的作用是通过前翼与舵的近距耦合效应提高舵效率、减小差动舵的滚动干扰。此外，这种外形有一个与舵面引起的气流分离相适应的最大平衡迎角，不会因控制系统故障使导弹侧向偏转。这种饱和效应对载机发射的空空导弹十分重要，可使舵面释放时间减少，提高近距拦截性能。采用这种气动布局的典型型号有"魔术"R550空空导弹。由此可见，前翼是导弹气动外形设计师为达到技术要求而采用的气动补偿手段。

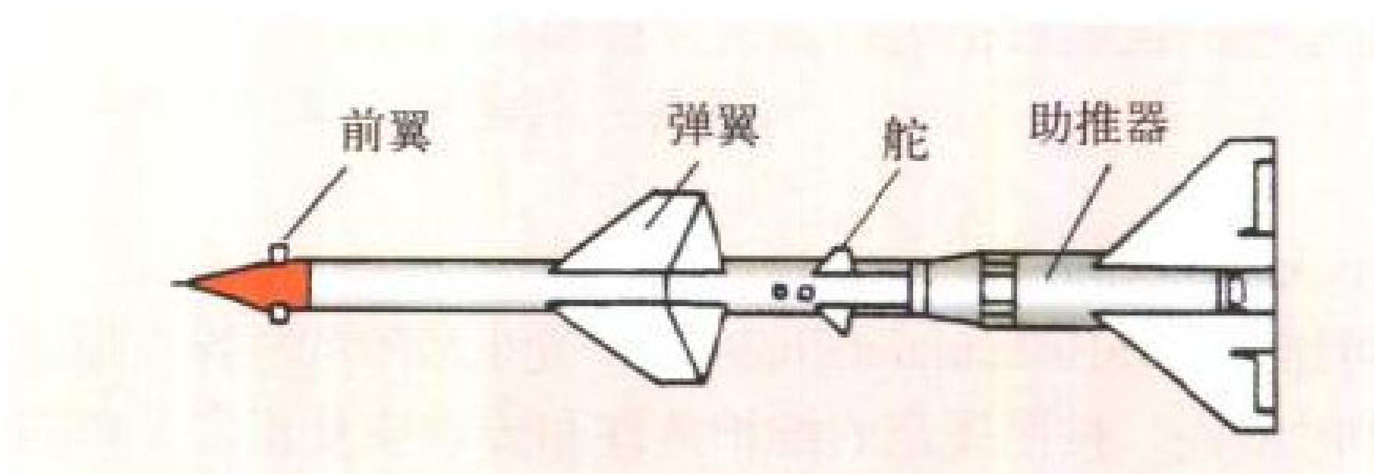


图1　正常式气动布局的SA-2导弹前翼示意图

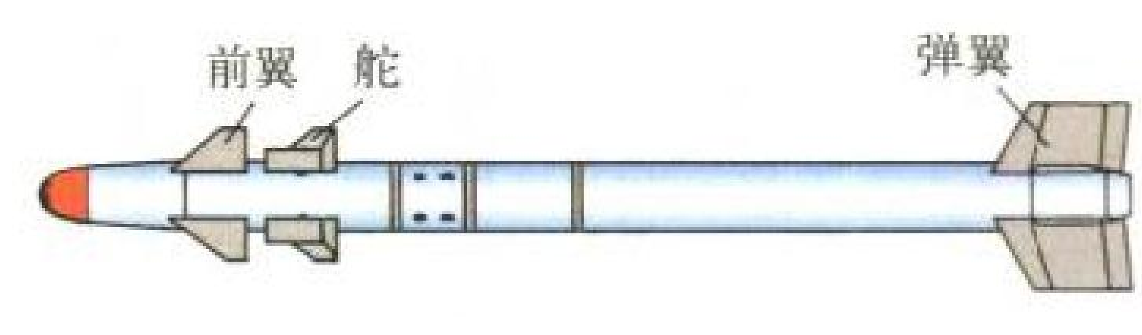


图2　鸭式气动布局的"标枪手"导弹前翼示意图

（撰写：孙国常　审订：杨存富）

daodan qianzhijiao

导弹前置角　leading angle of missile　导弹的速度矢量$\boldsymbol{V}$和

目标视线之间的夹角。以η表示。当V按逆时针转到目标线时，所构成的角度η为正，反之为负，如图所示。对于攻击活动目标的导弹，如地空导弹、空空导弹和反舰导弹，根据所用的制导规



导弹前置角

律，往往要求导弹对某一个前置点发射。这时，导弹前置角η为导弹的射击诸元之一。（撰写：关世义　审订：邵继法）

daodan sheji

导弹设计 missile design　导弹项目在方案论证、工程研制到设计定型阶段进行的各种旨在确保导弹产品性能符合战术技术要求的方案和图形构思、计算、绘图、软件编制、试制及试验活动的总称。其最终目的是为导弹进入生产定型阶段提供一套可以作为生产依据的设计文件、软件文档和施工图纸。功能设计是导弹设计的核心内容。它包括以实现战术技术要求提出的各项性能指标为目的而进行的导弹方案设计、总体布局与结构设计、分系统总成与综合设计以及各种样弹的试制与试验活动；在完成方案设计和原理性样弹试飞任务后，通常要经过试样设计、技术设计和定型设计（施工图设计）3个设计阶段的设计、制造和试验，成功后才转入生产阶段。设计方法和思想的变革是导弹设计活动中最富于创新活力的因素。优化设计、计算机辅助设计/制造、计算机集成制造系统和仿真技术等先进的设计、试验与制造方法和“三化”设计思想（即模块化、通用化和系列化）在导弹设计中的应用，不仅可以明显提高导弹作战性能，降低全寿命成本，缩短更新换代周期，而且对改进产品的质量，提高可靠性，简化贮存、维护和使用操作程序也十分有益。（撰写：毕士冠　审订：杨宝奎）

daodan shecheng

导弹射程 missile range　导弹发射点至落点之间的大地表面距离。有些类型的导弹不是在最大射程内都可以完成它的任务，因此应引入有效射程概念。有效射程又有最大有效射程和最小有效射程之分。最大有效射程是导弹能够发挥其战斗作用的最大射程。例如，采用动能穿甲战斗部的导弹，它的命中点的速度必须保证动能穿甲的效能。因此，这种导弹的最大有效射程受到最小穿甲速度的限制。最小有效射程是能够击中目标的最小射程。最小有效射程受导弹机动性的限制。（撰写：程汉杰　审订：陆锡良）

daodan sheji zhuyuan

导弹射击诸元 missile firing data　发射控制系统根据导弹发射平台、目标参数和环境状况生成的导弹发射、飞行所需的各项参数。一般战术飞航导弹的发射控制系统根据发射平台的高度、位置、航向及航速、导弹在发射平台上的安装角、目标的位置及距离、目标的航向及航速、大气温度、大气压力、风速、风向、海情、导弹要进入的角度等参数计算出导弹的俯仰角、倾斜角、前置航向角、自控飞行时间、航路点规划、自控段距离、平飞高度、二次降高高度等射击诸元，并将射击诸元装定到导弹上，以控制导弹的飞行。对于不同类型的导弹，其射击诸元的内容有所不同。（撰写：程汉杰　审订：陆锡良）

daodan shengcun nengli

导弹生存能力 missile survivability　在敌方袭击下导弹保持作战性能并完成发射任务的能力。生存能力是一项综合性效能指标，它受敌我双方在军事对抗中大量不确定因素的影响，通常用生存概率来表述。在恶劣的战场环境下，无论导弹在发射前或发射后均面临着被敌方袭击的可能性。导弹的抗侦测、抗毁伤、位置的不确定性以及战时抢修能力等诸因素，决定着生存概率的高低。为提高导弹生存能力，可采用隐身伪装技术降低被发现概率；通过机动发射不断改变导弹的位置，以提高逃逸能力，降低被直接命中的概率；采用均衡加固综合防护措施，以减轻被毁伤的程度；以及采取多种部署形式和发射方式、提高快速反应能力等一系列生存对策和技术。美国和俄罗斯采用陆海空基三位一体战略核力量，其主要目的也是为了在受到首次突然袭击之后，仍能保存一定规模的核力量，以便进行报复性还击。随着高技术条件下精确制导等新型导弹武器的使用和电子战、信息战、核、生物、化学武器以及定向能等新型杀伤机理武器的综合运用，战场环境更加恶劣和复杂，杀伤能力与杀伤手段不断趋向多元化，因而对导弹生存能力提出了更高的要求。为此，必须不断地研究生存对策，发展提高生存能力的技术，提高导弹对战场环境的适应能力，以实现“保存自己、消灭敌人”的政治与军事目的。（撰写：周子林　审订：刘宝镛）

daodan shiyong huanjing

导弹使用环境 missile operational environment　导弹能够正常使用的环境范围。导弹使用环境包括自然环境、力学环境、电磁环境和其他特殊环境。自然环境包括温度、湿度、淋雨、盐雾、霉菌、沙尘、气压等。力学环境包括振动、冲击、加速度、颠震等。电磁环境包括电磁场强度或功率密度。特殊环境如核辐射环境等。使用环境一旦确定，就要制定出相应的导弹使用保管环境条件，并按照此条件在地面进行模拟试验。对于特定的某型导弹，其使用环境条件应以该型导弹的作战任务及导弹发射平台的性质有选择性地确定，以达到既能满足使用要求，又能降低研制难度和制造成本的目的。（撰写：程汉杰　审订：陆锡良）

daodan shiyong huanjing shiyan

导弹使用环境试验 missile operational environment test　评定导弹在使用环境条件下适应能力的试验。导弹使用环境包括导弹自然环境和导弹力学环境两部分。导弹自然环境试验有导弹高温试验、导弹低温试验、导弹盐雾试验、导弹淋雨试验、导弹沙尘试验和导弹贮存试验。导弹力学环境试验包括导弹冲击试验、导弹振动试验、导弹公路运输试验、导弹铁路运输试验、导弹舰载航行试验和导弹机载航行试验等。（撰写：丁恕海　审订：王文忠）

daodan shiyong weihuxing

导弹使用维护性 missile operation and maintenance performance　导弹使用和维护的方便性。使用维护性是在导弹无故障的情况下正常使用和维护的方便性，通过导弹的技术准备、战斗使用和日常维护等操作的快速性、简便性、安全性及准确性来反映。要获取使用维护性好的导弹就应尽可能地减少技术准备的操作项目和操作时间，尽可能地减少日常维护的工作量，尽可能地延长维护周期。导弹使用维护性不但与导弹的设计水平及设备的可靠性息息相关，而且与为导弹服务的地

面设备和发射控制设备息息相关。

（撰写：程汉杰　审订：陆锡良）

daodan shiyan

导弹试验 missile test　在导弹研制过程中，用以检验、验证和鉴定导弹性能和设计、制造质量的各种实验和试验活动。按试验条件分地面和飞行试验；按试验内容分气动力、结构、环境、可靠性与寿命、贮存与运输、模拟和实物打靶试验等诸多类别；按程序分零器件、部组件、分系统和全弹试验4个层次；按试验工具和手段主要有模型或实物风洞吹风、实验室验证、计算机数学仿真及半实物仿真试验和试飞器验证等4种方式。导弹试验设备主要有3类：一类使导弹处于试验状态，如靶场设备、风洞、发动机试车台、全弹试车台、飞行环境模拟器、振动或结构试验台等；一类用于直接观察、测量、记录和处理各种试验现象、环境条件和工作性能参数，如数据采集与处理设备、参数传感器及各种电测、光测和遥测设备；第三类是指挥设备，如指挥台、显示屏幕、有线或无线通信设备等，用于指挥和控制各种试验仪器和设备协调有序地工作。各类导弹均有一些与其性能要求密切相关的特殊试验，如战略弹道导弹的核弹头分离试验与再入大气层飞行试验、潜射导弹的水下发射试验等。随着虚拟现实技术的发展和应用，各种导弹的攻防对抗能力试验将变得更加真实有效。

（撰写：毕士冠　审订：杨宝奎）

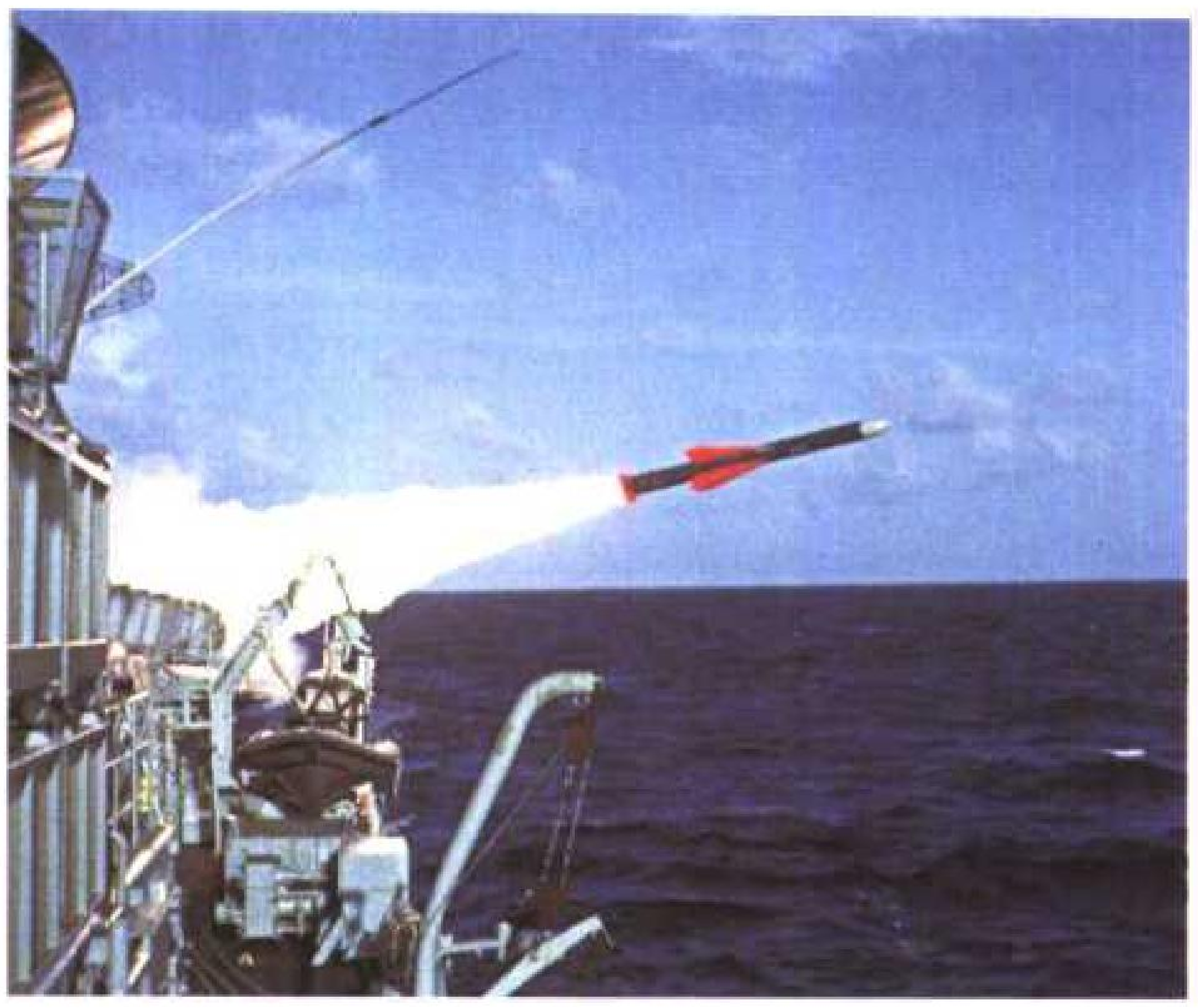
daodan shiyan bachang

导弹试验靶场 missile test range　用以完成导弹发射技术准备、发射、控制、跟踪、遥测和外测的场区。导弹试验靶场根据导弹类别、发射方式与任务的不同分为弹道导弹试验靶场，地空、空空和空地导弹试验靶场，岸舰、舰舰和舰（潜）地导弹试验靶场，反弹道导弹试验靶场，反坦克导弹试验靶场和综合试验靶场；按使用目的分为科学研究试验靶场和发射训练试验靶场；按配置地域分为陆上试验靶场、海上试验靶场和空中试验靶场等。导弹试验靶场的任务主要是完成导弹的装配、检查、测试和发射；对飞行中的导弹进行监视、安全控制和跟踪测量；通过测试数据处理分析，对完成发射试验的导弹系统进行评定，包括验证导弹系统方案的正确性、各系统的协调性和战术技术指标；检查设计资料、工艺资料以及试验设备的配套和使用性能；检验使用部队的操作能力和维护水平及发射试验勤务保障和后勤保障能力；提出关于导弹系统如何改进设计的意见或建议。导弹试验靶场一般由技术阵地和发射阵地以及导弹航区和弹着区组成。一个发射阵地通常建有一个或数个发射工位，一个导弹试验靶场可有多个规模不等、结构不同的发射阵地。

（撰写：陈汉君　审订：王瑞铨）

daodan shuishang fashe

导弹水上发射 missile water-based launching　导弹从水面舰艇上进行的发射。舰艇可在江河湖海等水域机动至发射位置实施发射。其主要组成有舰载导弹、导弹载舰、发射控制系统、探测跟踪和导引系统（包括光电监测设备、雷达、声呐等）及指挥控制系统。舰载导弹有舰舰、舰空、舰地、舰潜导弹和舰载反导导弹。舰舰导弹多采用无装填系统的倾斜式随动发射架或发射箱，导弹悬挂在发射导轨上，有单联装和多联装，可单射或齐射。舰空导弹多采用可自动输弹装填的弹舱式倾斜发射系统，以便快速连续作战。远程舰空导弹多采



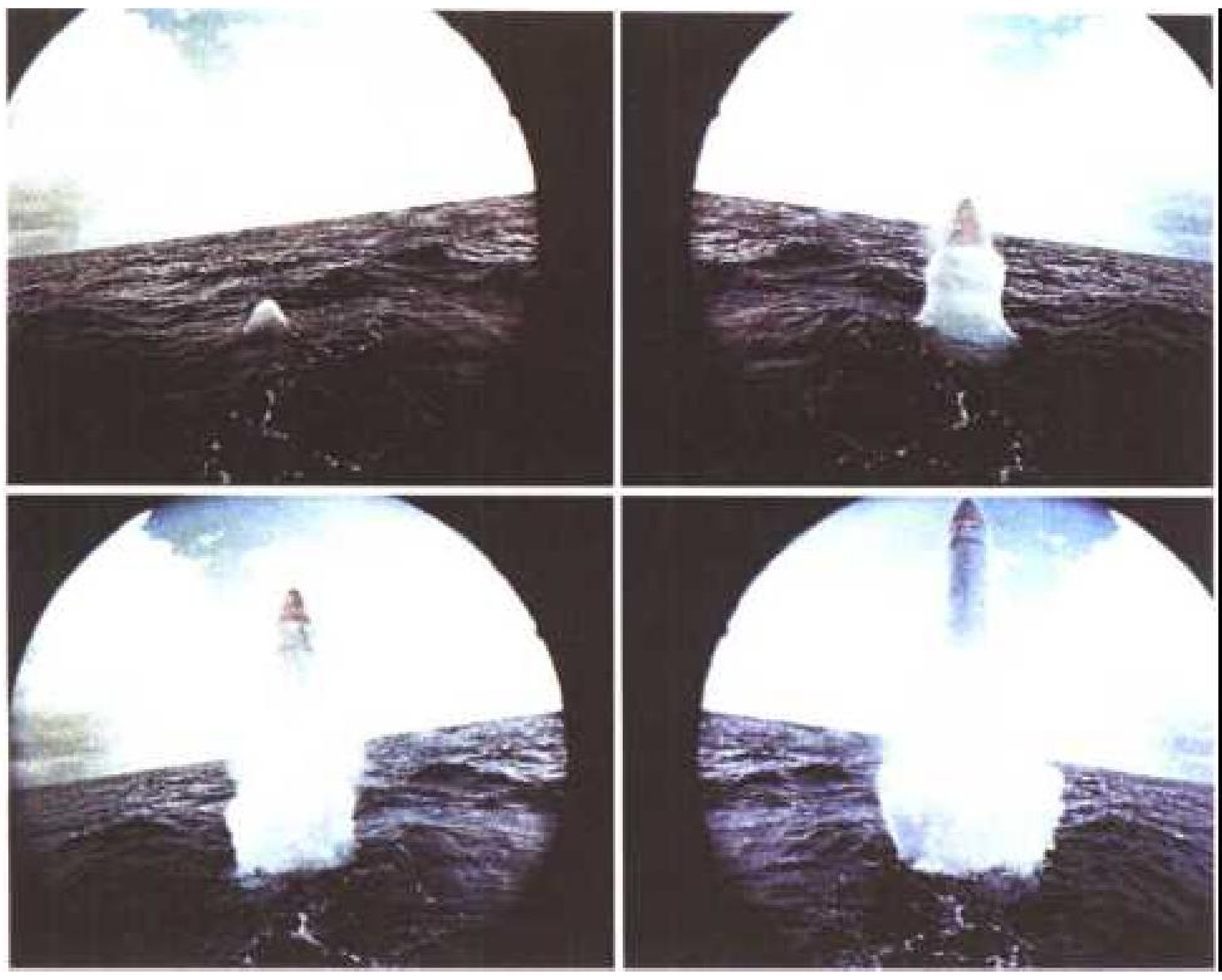
发射中的舰舰导弹

用固定高低角倾斜发射（定角发射）。倾斜发射的优点是可使导弹在射后迅速进入所需弹道，对初制导要求低，有利于提高近界拦截能力；缺点是反应速度慢，全方位攻击能力差。采用倾斜发射应合理选择导弹离轨速度和跟踪规律，以减小导弹的射入弹道散布和防止导弹因重力而下沉入水。为适应新的作战环境的需求，先进型舰载导弹多采用垂直发射方式，在甲板下面贮放多个发射箱，可适用于多种导弹。垂直发射的优点是反应速度快，便于重复装弹，发射率高，可全方位作战和简便可靠；但必须解决低速大迎角状态下快速转弯定向的控制问题。垂直发射的关键技术包括推力矢量控制、捷联惯性制导、亚声速大迎角耦合和自推力发射排焰技术。舰载导弹发射方案应考虑舰艇运动模型、舰艇运动条件下的导弹发射动力学和安全射界设计等。通常由舰载系统把舰艇运动数据、垂直基准、弹道诸元数据和导引指令等传输给导弹。潜艇也可从水面发射导弹，其发射技术与水面舰艇发射技术相似。目前导弹水上发射技术正向着采用自动化、通用化、系列化、模块化（组合化）发射控制系统，垂直发射方式和全天候、多目标、全方位射击能力发展。

（撰写：王基祥　审订：李福昌）

daodan shuixia fashe

导弹水下发射 missile underwater launching　导弹从水下发射平台（潜艇或水下发射阵地）进行的发射。该项技术包括发射动力技术、导弹水动力技术及导弹的测发控技术等。该技术通常应用于潜地弹道导弹和水下发射巡航导弹。水下发射动力主要有两种：靠自身发动机点火产生的推力飞离发射装置，称为自力发射；靠发射装置内的固体燃料产生高压燃气将导弹弹出发射筒外，称为弹射发射。弹射发射的导弹出筒后向水面运动，发动机在水面附近点火，按程序进行飞行。水动力技术确定导弹穿过水中的动力学特性，是水下发射的关键技术之一，包括水下流体动力、水中弹道、水下载荷和水下环境的理论研究和试验研究。20世纪50年代以后，导弹水下发射技术获得了迅速的发展。美国在研制“北极星”潜地导弹时，进行了大量的研究和试验，并于1960年从水下发射了全质量模拟弹。前苏联也建立了完善的水下发射技术研究与试验设施。中国于1982年由潜艇向预定海域发射导弹获得圆满成功。导弹水下发射技术伴随着武器系统的发展而发展。由于潜地导弹具有机动性大、隐蔽性好、生存能力强的优点，必然在战略核力量中占有重要地位，



潜地导弹发射

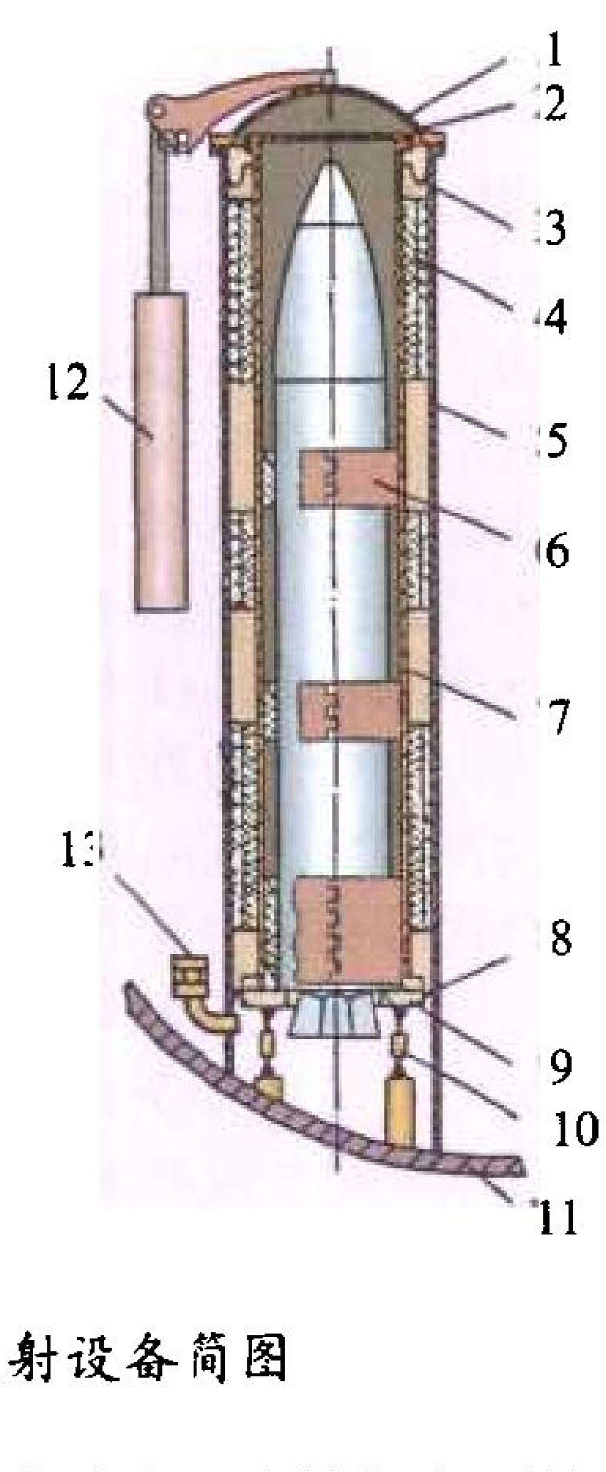
因而多学科的水下发射技术，必将得到进一步的发展。

（撰写：郝文斌　审订：李福昌）

daodan shuixia fashe zhuangzhi

导弹水下发射装置　underwater missile launching device　用于从水下发射导弹的设备和设施的统称。水下发射一般分为水下固定发射和水下机动发射两种发射方式。水下固定发射是利用水作为屏障，在江、河、湖、海的水下安装发射装置以发射导弹的发射方式，需要密封的发射筒。水下固定发射方式因生存能力不强，尚未见正式应用。水下机动发射的主要运载工具是潜艇，因而水下机动发射又称潜艇机动发射。这种发射方式的隐蔽性好，生存能力强，是目前广泛采用的一种水下机动发射方式。水下发射装置由筒盖、筒体和发射

1—筒盖
2—水密隔膜
3—上筒间密封装置
4—筒间减震支承装置
5—外筒
6—适配器
7—内筒
8—下筒间密封
9—夹紧支撑
10—液压减震器
11—潜艇壳体
12—液压作动筒
13—发射动力装置



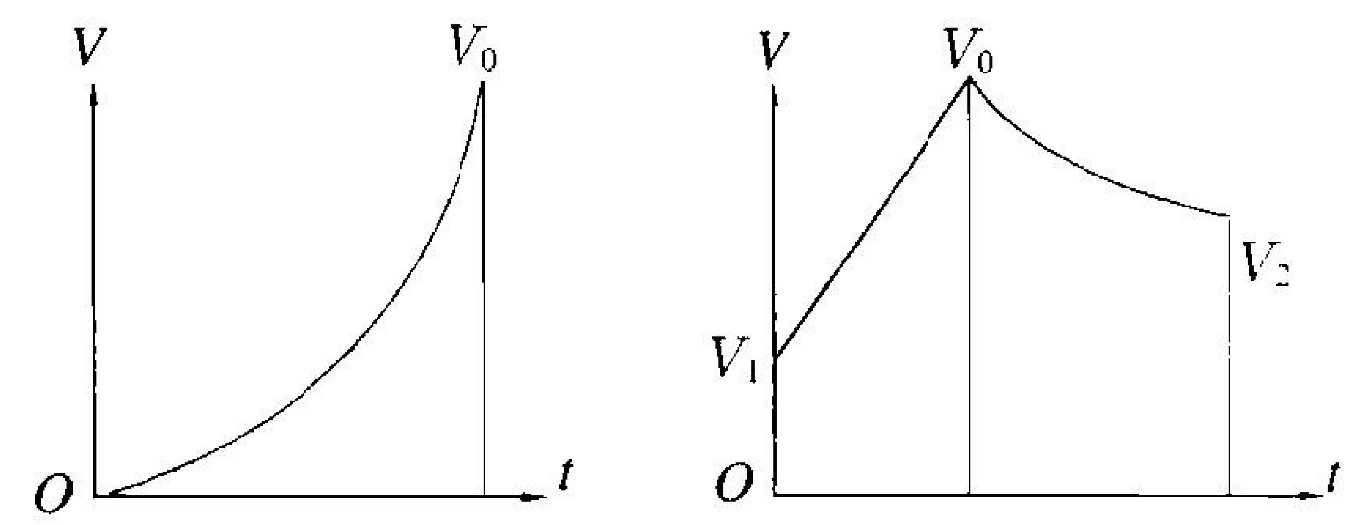
潜艇发射设备简图

动力装置3大系统组成。其中筒盖系统较复杂，既要保证深水下筒口的密封，又要保证发射时能及时快速地打开，不影响导弹的正常出筒，并需在导弹出筒后迅速关闭。

（撰写：方铭祖　审订：雷印西　魏其勇）

daodan sudu texing

导弹速度特性　missile speed characteristics　导弹速度随飞



(a) 弹道导弹主动段　　(b) 被动段攻击的空空导弹

速度特性图

V—速度；t—时间；V_1—载机速度；
V_0—最大速度；V_2—最小速度

行时间变化的规律，如最大速度、平均速度、末速度、导弹速度与目标速度的比值等。它是导弹设计的依据之一。根据导弹类型的不同，可由战术技术要求予以规定，也可由射程、目标特性、导引方法、突防能力等予以确定。确定速度特性后，导弹飞行速度范围、飞行时间、射程、高度等参数均可确定，由此导出推进剂质量后，就能进行导弹外形设计和质量估算，确定导弹起飞质量和发动机推力等重要设计参数。速度特性也是监测导弹飞行情况的重要参数。导弹速度特性与设计结果一致，则表明导弹飞行正常，基本技术性能满足设计要求。

（撰写：茹家欣　审订：李福昌）

daodan tanshe neidandao

导弹弹射内弹道　interior ballistic trajectory of missile catapulting　导弹弹射（又称外动力发射）时的过程规律。包括弹射动力产生过程规律和导弹在发射筒（箱）中的运动规律。一般来说，弹射过程从导弹开始运动瞬间算起，到导弹离开发射筒（箱）为止，所需时间较短。弹射过程是一个能量转换和传递的过程，由弹射动力源通过能量转换产生弹射动力，传递到导弹并推动其运动，直至飞离发射筒，并保证导弹的出筒速度和姿态。弹射所需动力由弹射动力装置提供，比较典型的方式有压缩空气法、燃气法和燃气—蒸气法等。分析计算导弹弹射内弹道的第一步是根据要求分析弹射动力形成过程，计算其变化规律；第二步是根据弹射动力、导弹质量、弹射阻力计算导弹在发射筒中的运动规律。不同的动力源具有不同的动力形成过程，内弹道分析计算亦有所差别。目前型号上最常用的是燃气—蒸气动力源。燃气—蒸气式弹射内弹道分析计算一般为：(1) 分析计算燃气发生器内燃烧过程，求得燃烧室内压力—时间变化规律；(2) 分析计算燃气作用下冷却水的加热汽化过程，求得燃气—蒸气工质的压力—时间变化规律；(3) 计算在工质推动下导弹在发射筒内的运动规律（压力—时间、速度—时间、行程—时间等）。设计内弹道时应保证参数变化平稳，内弹道诸元（如燃气发生器最大压力、工质最大压力、工质最高温度、导弹出筒速度等）满足规定值。

（撰写：方铭祖　王永平　审订：李淑瑛　包元吉）

daodan tianxianzhao

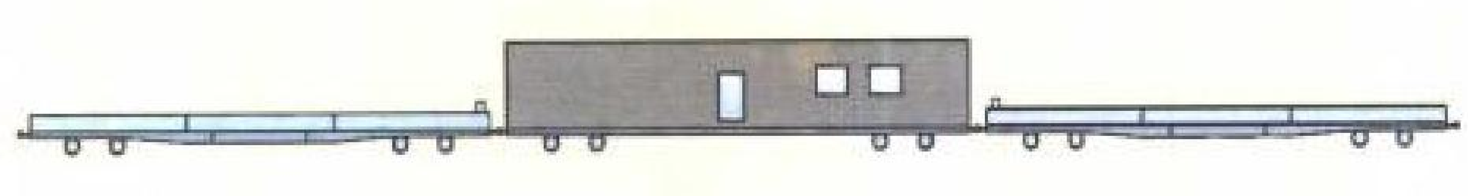
导弹天线罩　missile radome　安装在导弹头部，保护导引头天线和其他电子设备免受某些外界影响而又符合导弹气动特性和电磁传输特性要求的罩子。它既是导弹弹体的组成部分，又是制导系统的组成部分。导弹天线罩的电气性能用瞄准误

差、瞄准误差率、功率传输系数、天线方向图失真等描述，与工作频率、天线罩的材料和机械尺寸、导引头天线的位置和口面场分布等有关。导弹天线罩应能承受导弹飞行过程中的气动热和气动力的作用，还要能承受导弹贮存、运输或飞行过程中的自然环境条件和力学环境条件的作用。导弹天线罩的结构设计主要取决于天线罩的材料、形状、大小以及空气动力学的要求。在设计天线罩时，电气要求和结构要求往往是相互矛盾、相互制约的。为了设计比较满意的天线罩，必须折衷选择天线罩的形状、大小、罩壁结构、壁厚和材料等，有时还可选用各种涂层来改善环境的影响。导弹天线罩按罩壁截面结构可分为单层、夹层、多层和含金属物的介质天线罩等；按使用材料可分为有机材料天线罩和无机材料天线罩；按工作波长可分为分米波、厘米波、毫米波天线罩等；按工作频段特性可分为单频段、多频段、宽频带天线罩；按外形可分为半球形、卵形、锥形天线罩等。

（撰写：余慧龙　审订：王　伟）

daodan tielu yunshuche

导弹铁路运输车　railway transporter for missile　导弹弹体



导弹铁路运输车组示意图

长途运输的专用铁路车辆。它主要有两种型式：一种与火箭箭体铁路运输车一样，由箭体铁路运输车和转载平车连接组成车列，完成导弹弹体的运输和装、卸车工作；另一种由发电乘务车、弹体保温运输箱平车和仪器车组成车列，由弹体保温运输箱平车载运装入保温运输箱的分级弹体。

（撰写：刘　民　审订：蔡连贵）

daodan tufang

导弹突防　penetration of missile　导弹（弹头）无损伤地通过反导防御系统拦截区，完成作战任务的过程。导弹突防是针对对方的反导防御系统而言的。第一代洲际弹道导弹出现后，发达国家几乎同时着手研究和发展导弹突防技术和反导防御技术，并正在世界范围迅速扩散。针对反导防御系统的发展，地地和潜地战略弹道导弹突防技术已经历了近50年的研究、发展和型号工程应用，战略导弹弹头都采用了突防措施，并具有创新发展的能力。例如，美国1970年6月开始服役的“民兵”3地地战略导弹采用3枚分导式子弹头，突防舱具有部署箔条和诱饵等突防措施的能力。巡航导弹的突防采用地形规避、低空掠海飞行、隐身技术、提高飞行速度等措施。20世纪90年代以来，地地战术弹道导弹和巡航导弹突防技术获得了广泛的型号工程应用。突防和反导的激烈较量和轮番升级，是推动导弹武器系统由简单到复杂、从低级到高级的一个重要方面。

（撰写：王鹿受　审订：刘得成）

daodan tufang jishu

导弹突防技术　penetrating technology of missile　导弹（弹头）无损伤地通过反导防御系统拦截区的技术。反导防御系统的基本功能可以概括为及时发现、正确识别、精确跟踪和有效拦截。对这4个环节中任何一个环节具有阻断、削弱、干扰、饱和以及软硬杀伤作用的技术都属于突防技术。导弹突防技术包括攻防系统分析、突防对策研究、突防系统工程研制以及突防效果评估等主要环节。国外已经广泛应用的弹道导弹突防技术主要有：(1) 多弹头技术，可分为集束式多弹头和分导式多弹头两类，其中分导式多弹头的出现是弹头技术发展的一个重要阶段。分导式多弹头使一枚导弹能同时攻击多个目标，从而显著提高了突防能力。(2) 弹头机动飞行技术，可分为大气层外和大气层内机动飞行两类，还可以进一步分为预定程序机动和自主式机动。弹头通过机动飞行可改变惯性弹道，形成一个不确定区域，能降低敌方探测设备估计和预报弹道的能力，并能增大动能拦截武器的脱靶量。(3) 反识别技术，主要包括弹头宽频带、复合隐身技术，弹头光电特征遮蔽与控制技术，有源电子干扰技术和诱饵技术等。这些技术的综合运用，可显著降低敌方防御系统探测设备的作用距离，削弱敌方识别弹头的能力，缩短敌方可利用的作战反应时间，降低敌方对导弹（弹头）的杀伤概率，饱和敌方系统的拦截能力。(4) 抗核加固技术，主要包括结构加固、电子系统加固和核装置加固。针对大气层外核拦截释放的软 X 射线对弹头防热层及结构的破坏效应，国外已发展了多种结构加固技术。针对核爆炸产生的中子流、γ射线、硬 X 射线和电磁脉冲造成的弹头内部电子元器件和电子系统瞬时或永久失效，国外在加固电子元器件的基础上，采用平衡加固、屏蔽、回避和补偿等方法，实现了电子系统加固。对于硬射线和高能中子对核装置材料的破坏效应，也必须采取措施予以解决。可以预见，在一部分传统的突防技术继续创新发展的同时，今后将有更多的新概念和新技术在突防领域获得应用。对于非弹道导弹突防技术主要有：(1) 多方向攻击技术，即从不同方向攻击一个目标；(2) 弹道机动技术；(3) 低空飞行和地形规避技术；(4) 隐身技术；(5) 电子干扰技术；(6) 饱和攻击技术等。

（撰写：王鹿受　审订：刘得成）

daodan tufang nengli

导弹突防能力　penetrating capability of missile　导弹（弹头）无损伤地通过反导防御系统拦截区的能力，又称导弹空中生存能力，一般用突防概率表示。对于弹道导弹、巡航导弹和远程防空导弹来说，这是导弹武器系统一项重要的战术技术指标。2010年前，战略导弹防御系统和战区导弹防御系统的拦截区仍将在弹道中段和再入段，地地和潜地战略弹道导弹以及地地战术弹道导弹的突防能力仍集中体现在弹头上。将来，随着天基和机载定向能拦截武器以及动能拦截武器的发展和部署，弹道导弹突防将逐步从弹头突防向导弹武器系统全弹道分层综合突防发展。导弹突防能力可分为相辅相成的技术突防能力和战术突防能力两类。前者主要取决于导弹（弹头）是否采取了有效的突防措施，后者取决于作战时能否灵活运用各种战法。评价导弹突防能力是一个十分复杂的问题，但有两点是基本的：第一点，评价的基础是地面试验和飞行试验，特别是靶场实弹攻防对抗试验；第二点，评价的基本方法是建立攻防系统模型，开展大系统仿真。战略攻防和战区攻防是体系对抗，任何反导试验靶场都无法复现对方的整个反导防御系统，尤其是不可能复现核攻击和核拦截。因此，发达国家在重视实弹攻防对抗试验的同时，也十分重视用大系统仿真的方法评估突防能力和防御能力。20世纪80年代后期以来，发达国家先后建成了性能先进的攻防仿真试验台，开展“红蓝交战”，采用地面试验、飞行试验和大系统仿真相结合的方法

评估导弹的突防能力。（撰写：王鹿受 审订：刘得成）

daodan waichang shiyan

导弹外场试验 field test for missile 导弹在实验室以外的场地所进行的各种试验。在导弹研制过程中，除了要在实验室进行大量试验外，还要在室外场地进行各种必要的试验。主要的外场试验有发射试验、飞行试验、精度试验、运输试验和贮存试验等。有些外场试验，还随着导弹的发射平台和运输工具不同，分别在陆上、海上或空中进行。外场试验是在实际使用环境下考验导弹的性能和适应性，而在实验室中是在模拟环境下进行试验。在一般情况下，外场试验要求投入较大，试验周期较长，而且在特定的自然条件下得到的试验结论有一定的局限性。例如：能在实验室内进行全部使用过程的综合环境模拟试验，可以更有效地暴露导弹的潜在故障。然而有些外场试验是室内试验不能完全取代的，特别是需要通过外场试验，验证和修正室内试验模型。随着室内试验技术的进步，充分进行室内试验可以大量减少外场试验，从而有效地节省研制经费，缩短研制周期。

（撰写：刘建同 审订：朱 坤）

daodan weiyi

导弹尾翼 missile tailwing 布置在导弹尾部的翼面，一般是指正常气动布局导弹的尾舵。它通过舵轴与弹身连接，由舵机操纵尾舵的转角，产生俯仰、偏航和滚转力矩以控制导弹的运动姿态，完成导弹运动轨迹的控制。对正常布局的导弹，尾翼往往处在翼面的下洗流场内，因此效率较低，而且要产生负升力才能使导弹抬头作机动运动。因此，对于高机动导弹往往采用鸭式控制舵，这时导弹就会没有尾翼。对于无弹翼导弹，导弹尾舵只受弹身下洗流的影响，效率高，由于流场简单，分析、设计更方便。

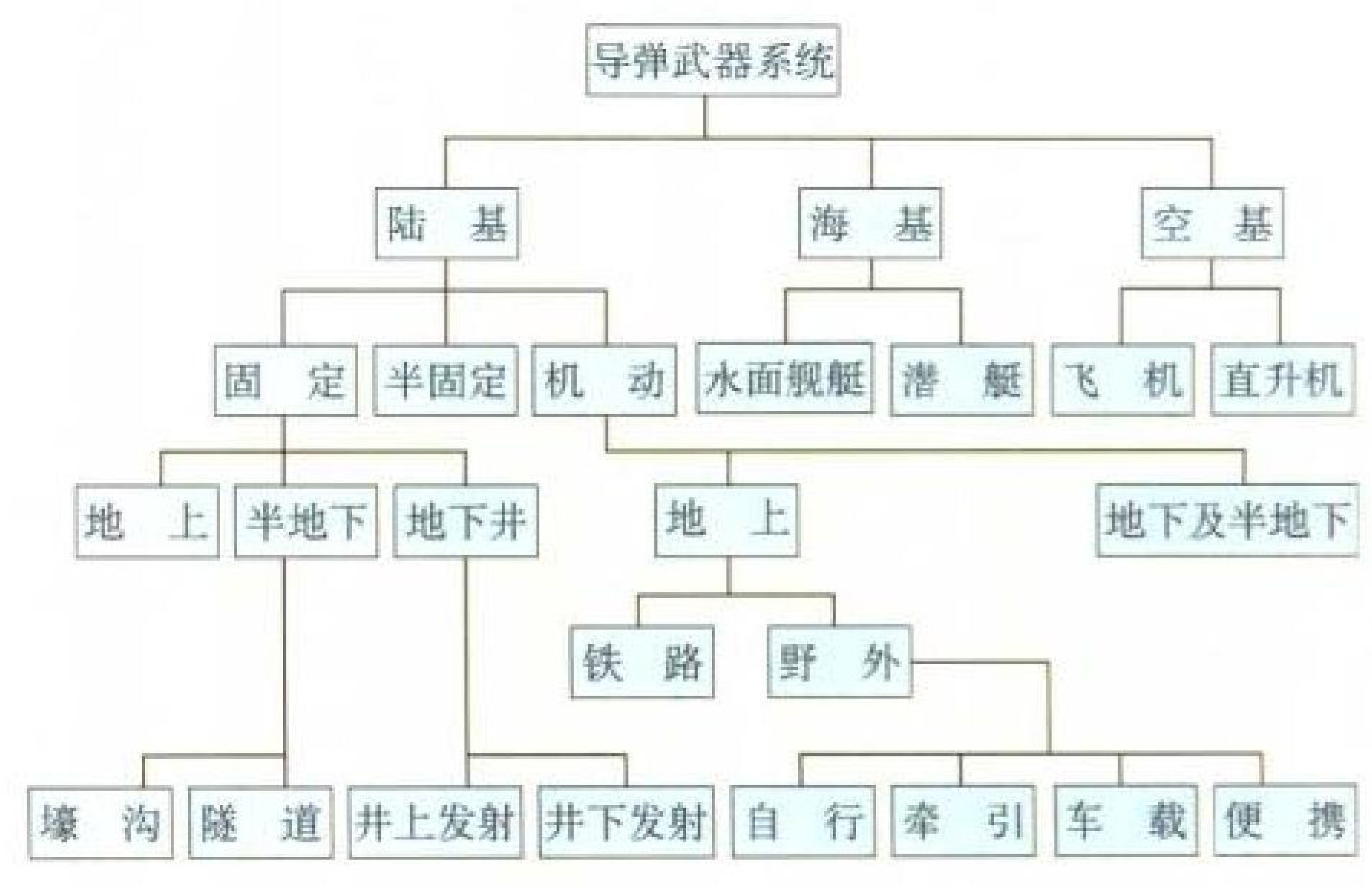
（撰写：成楚之 审订：金玉华）

daodan wuqi pingtai

导弹武器平台 missile weapon platform 装载和发射导弹的设备和设施的统称，如各种装备有导弹的飞机、直升机、潜艇、水面舰只、地面固定发射装置、地面机动发射装置和地下发射井等。通常导弹通过发射架或发射筒装在武器平台上(或内)。导弹武器平台一般还包括安装在它里面的用于导弹制导、测试、发射、侦察、通信指挥以及其他各项勤务工作所需的各种设备。平台的类型往往决定了导弹的发射方式，其性能还会直接影响导弹武器系统的性能，如作战的快速性和准确性、防护能力和生存能力、导弹贮存寿命、发射的环境条件和可靠性等。（撰写：魏其勇 审订：刘宝镛）

daodan wuqi xitong

导弹武器系统 missile weapon system 导弹和与其配套的技术装备和设施的总称，即由导弹地面（机载、舰载）设备、设施、瞄准、探测跟踪系统和指挥控制通信系统等组成的能独立执行作战任务的武器系统。导弹是导弹武器系统的核心，不同类型或不同发射方式的导弹武器系统的配套设备（设施）不同，但主要任务和基本功能相近，主要是贮存、运输、准备、装填（对接）、检测导弹；探测和识别目标，确定目标位置和运动状态，瞄准（跟踪）目标，进行发射准备和实施发射，引导导弹摧毁目标；进行作战通信、指挥和及时判定攻击效果。导弹武器系统通常的分类方式如图所示。



导弹武器系统分类框图

（撰写：刘恒振 审订：梁思礼）

daodan wuqi xitong jingdu fenpei

导弹武器系统精度分配 accuracy distribution for missile weapon system 将导弹武器系统的命中精度要求经过分析计算分配成对导弹发射平台上目标指示系统和弹上制导系统的精度要求。通常采用导弹对典型目标的单发命中概率 P_s 来表示对导弹武器系统的命中精度要求。导弹单发命中概率的传统定义是它等于导弹对目标的捕捉概率 P_a、制导概率 P_h 和导弹的飞行可靠概率 P_f 的乘积，即

$$P_s = P_a \times P_h \times P_f$$

西方国家将最后一项从命中概率中分解出来，作为与命中概率并列的导弹飞行可靠性指标。导弹对目标的捕捉概率包括纵向捕捉概率和侧向捕捉概率。在导弹武器系统精度分配中，通常根据分析及经验将系统精度要求分配给分系统。

（撰写：刘建同 审订：朱 坤）

daodan wuqi xitong shiyong xingneng kaohe shiyan

导弹武器系统使用性能考核试验 operational performance verification test for missile weapon system 为全面考核导弹武器系统在实际使用条件下的作战性能所进行的各项试验的总称。导弹的类型不同，考核试验的项目和内容也各不相同。在中国，战略导弹武器系统的一些使用性能考核试验，往往与定型时的鉴定试验结合在一起进行，如武器的机动性、快速性、转移能力、变换目标能力和对各种自然环境的适应性试验等。战术导弹除在定型鉴定时考核使用性能外，装备部队后往往还要进一步做一些考核试验，并且常与部队训练结合在一起。这些试验的任务是：(1) 进一步全面考核武器系统的作战使用性能，并确定要向研制方提出的改进项目；(2) 检查所编写的操作规程（勤务指南）的正确性与合理性，研究最佳的使用方法训练方案；(3) 确定武器操作部队的编制；(4) 确定通信指挥和物资保障的编制；(5) 训练指挥和操作人员。

（撰写：伍精湘 审订：魏其勇）

daodan wuqi xitong zongti sheji

导弹武器系统总体设计 missile weapon system design 为确定导弹武器系统总体方案、总体参数、技术状态及分系统设计技术要求和验证总体战术技术性能而进行的设计。其内容通常涉及：导弹；地面（机载、舰载）发射控制、制导等设

备和设施；瞄准、探测跟踪系统；指挥控制通信系统和技术支援装备等几个部分。对于远程巡航导弹还有任务规划部分的总体设计。在研制过程中，导弹武器系统的总体设计分为论证阶段、方案阶段、工程研制阶段和设计定型阶段。在可行性论证阶段，主要依据使用部门的作战需求和使用要求以及国内外相关技术与工业水平和资源条件，按照继承性、先进性和系统性的基本原则，采用系统分析、综合论证和整体优化的方法，论证战术技术指标和总体可行性，提出初步总体技术方案和研制条件要求。在方案阶段，根据批准的研制总要求和相关技术标准，经过对比分析、综合权衡、优化计算和必要的试验，提出导弹武器系统总体方案和研制任务书的审批稿。在工程研制阶段，根据批复的研制任务书和相关技术标准，按照研制程序提出各阶段试验弹和配套设备的技术状态以及总体验证方案，并付诸实施，进行试验结果的综合分析与评定。在设计定型阶段，根据工程研制情况和设计定型规定，对导弹武器系统战术技术指标和使用要求进行综合验证与评定，并编制设计定型与维护使用总体技术文件。目前，导弹武器系统总体设计已经大量采用计算机辅助设计技术，正向着以数据库为核心的总体设计软件集成化方向发展。

（撰写：刘建同　审订：朱　坤）

daodan xitong

导弹系统　missile system　按照系统工程的观点来分析，导弹是导弹武器系统的组成部分，又是由弹体、推进、制导控制、战斗部和电气等5个分系统组成的系统。它既是导弹武器系统赖以完成预定作战任务的核心分系统，又是其自身各分系统得以发挥整体功能的集成系统。参见导弹分系统。

（撰写：毕士冠　审订：姚绍福）

daodan xitong fangzhen shiyan

导弹系统仿真试验　missile system simulation test　简称仿真。用于导弹系统研制、发展、运用的仿真试验。它以相似原理、控制理论和计算机—信息技术为基础，以计算机和各种物理效应设备为工具，利用系统模型对实际的或设想的导弹系统或弹上分系统（例如其控制系统和制导系统）进行动态实验研究。它是一门综合性技术，按其实现方法可分为数学仿真、半实物（或半物理）仿真和全实物（或全物理）仿真，参见附图。由于具有安全、可重复、灵活、经济、高效率、保

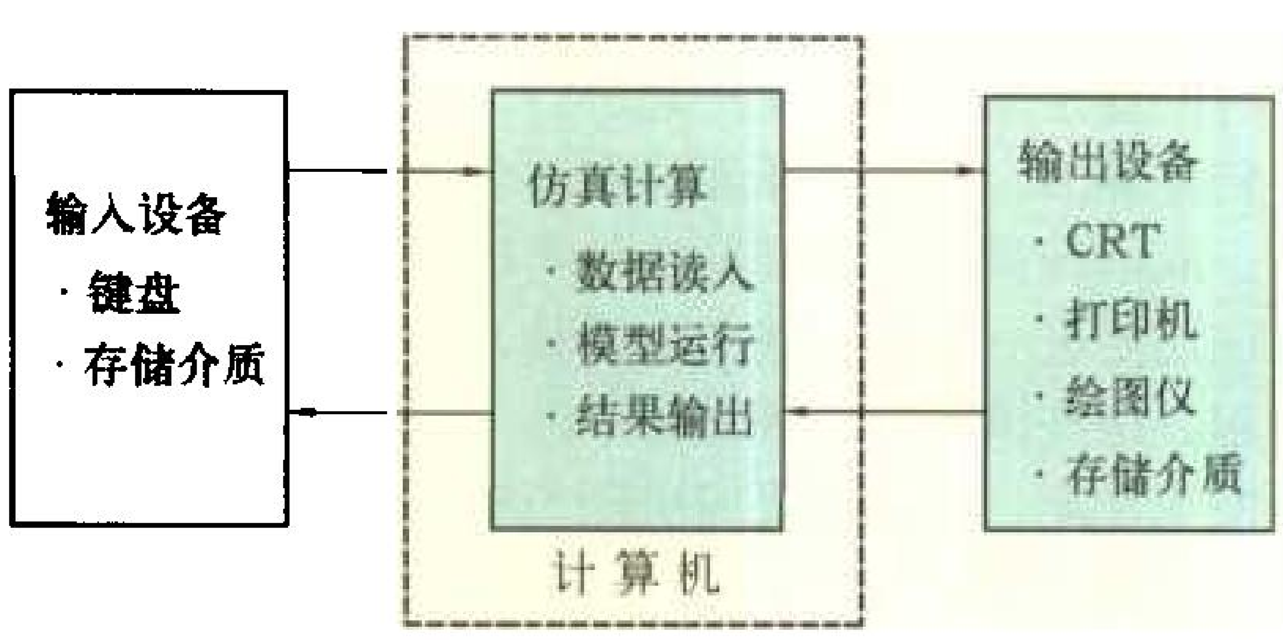


图1　数学仿真



图2　半实物仿真

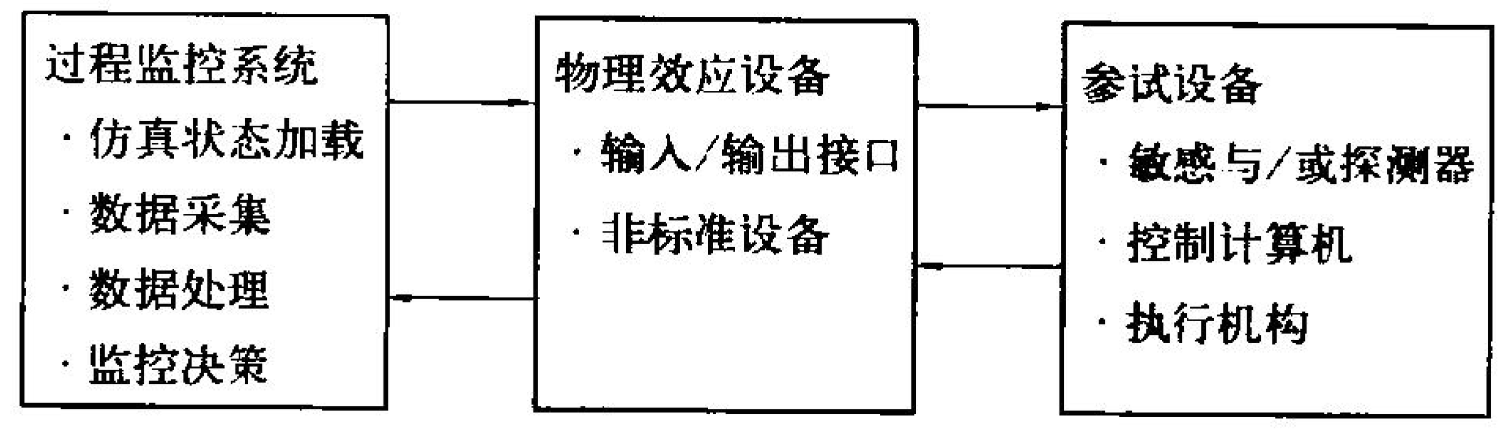


图3　全实物仿真

密、可研究作战应用、仿真极限性能等多种优点，它在导弹发展论证、研制、定型与运用的全寿命周期中具有重要作用。

（撰写：王恒霖　审订：曹建国）

daodan xitong kekaoxing

导弹系统可靠性　missile system reliability　导弹系统在规定的贮存和使用期内，按规定条件完成规定作战任务或达到规定作战效能的能力。通常可靠性以概率形式表示。其值既与导弹系统的设计、制造、使用和维护质量有密切联系，也与其工作条件和工作时间有关。导弹的设计和制造质量是影响系统固有可靠性（即系统本身的内在可靠性）的关键因素，使用和维护质量主要影响系统的使用可靠性。合理设计系统各组成部分的结构形式及联接方式，正确选择制造工艺、方法和组装程序等措施是提高系统固有可靠性的主要途径；严格遵守操作规程，正确执行维护程序，采用先进维护设备和操作技术，提高使用和维护人员的业务素质是提高使用可靠性的有效措施。由于导弹是一次性使用武器，提高可靠性的重点是提高产品的设计和制造质量，以保证其具有更高的固有可靠性。可靠性设计是一个与系统功能、技术成熟性、经济性和工作寿命等多方面因素有关的问题，其核心是合理分配各分系统的可靠性指标。相对故障率分配法和重要度分配法是提高导弹系统可靠性设计质量和水平的有效方法。

（撰写：毕士冠　审订：姚绍福）

daodan xitong zongti sheji youhua jishu

导弹系统总体设计优化技术　overall design optimization of missile system　在导弹总体设计中采取的多学科交叉综合、多变量、多目标函数、多约束条件下的全局优化设计技术。导弹系统是多门学科高新技术应用的综合体。仅就导弹总体外形设计这一重要内容而言，涉及的学科就有空气动力学、电磁场理论、结构力学、热力学等，联系到导弹的控制、动力、电气、结构等方面则问题更为复杂。故导弹系统总体设计的实质是求解一个涉及多学科交叉综合的多变量、非线性系统在多约束条件下多目标函数的全局优化问题。全局优化的概念意指不仅是性能的优化，还包括研制周期、成本、维护使用、作战效能等多个方面的优化。为解决这一问题，近年来兴起了“多学科设计优化”（MDO）技术。对于单学科设计优化问题的求解技术已比较成熟，并积累了丰富、有效的优化算法。但MDO由于设计变量、约束条件和目标函数的增加，必须寻找新的优化算法。目前应用的有基于单学科优化法发展而来的序列优化法和坐标轮换法以及基于复杂模型结构处理的并行子空间优化法、协同优化法和多层分解优化法等。

（撰写：常伯浚　审订：曹建国）

daodan yanshou

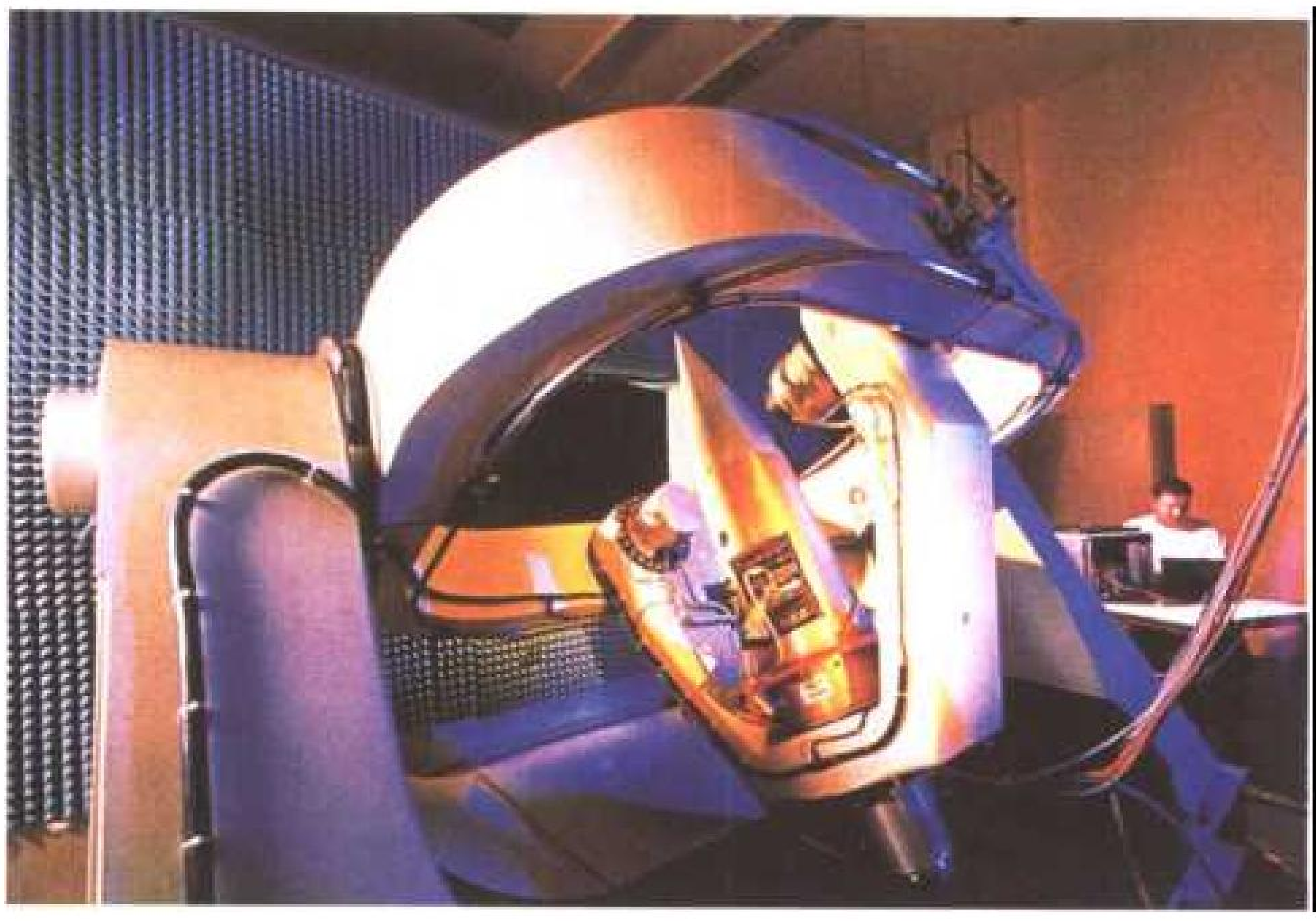
导弹延寿　missile life elongating　对已到使用寿命（或贮存寿命）期的导弹，通过检查测试，并采取分解、替换影响导弹

继续使用的零部件等措施，使导弹在后续的一定时间内仍能满足使用要求，保持作战能力的工作过程。

（撰写：林玉琛　审订：张志鸿）

daodan yanzhi

导弹研制 missile development 从确定导弹研制任务开始到导弹生产定型阶段结束为止，在此期间所进行的各种研究、开发、设计、试验和生产活动的总称。通常按导弹研制活动的展开顺序，将研制过程分为多个不同的研制阶段。在导弹研制阶段的划分上，各国根据本国的具体情况而有所不同。此外，根据所需研制的导弹的类型，研制基础和研制经验，国



导弹制导系统研制试验

际合作情况，以及是全新研制还是改进改型等，阶段划分也有所不同。归纳起来，大致有以下几个阶段，其中有的阶段也可以结合起来：(1) 论证阶段：进行战术技术指标可行性论证；(2) 方案阶段：进行方案论证、方案设计及原理性样弹研制试验；(3) 工程研制阶段：对初样和试样两种样弹进行设计、试制和试验；(4) 设计定型阶段：进行设计定型试验和设计定型；(5) 生产定型阶段：进行试生产、工艺定型、生产定型试验与生产定型。

（撰写：毕士冠　审订：杨宝奎）

daodan yanzhixing feixing shiyan

导弹研制性飞行试验 missile development flight test 导弹在研制过程中所做的各种飞行试验。例如，按照飞航导弹研制程序，在工程研制阶段通常要做助推弹、自控弹和自导弹的遥测弹飞行试验，逐步考验各种状态试验弹及其配套设备的性能直至全套武器系统的作战使用性能，不断暴露和解决存在的问题，为导弹的设计定型奠定技术基础。研制性飞行试验大纲由导弹总体设计单位编制，由承担试验任务的试验场区组织实施并提供试验数据处理报告，再由研制单位完成飞行试验结果分析，作为确定下一步试验技术状态的主要依据。在传统的研制模式中，每一种试样弹通常要研制多批试验弹，主要靠飞行试验暴露问题和解决问题，往往造成研制周期一再拖延。随着地面试验技术的发展，特别是仿真技术的普及，大量的研制性飞行试验将被地面试验代替。主要技术问题可在地面试验中得到解决。研制性飞行试验将用于验证地面试验的正确性和有效性。

（撰写：刘建同　审订：朱　坤）

daodan yanwu shiyan

导弹盐雾试验 missile salt fog test 评定导弹在盐雾大气环境条件下贮存及使用的抗盐雾能力的试验。盐雾是由含盐的微细液滴构成。盐雾主要出现在海上、沿海地区以及盐碱地区的空中。盐雾对导弹的危害表现为锈蚀；使绝缘材料性能下降；改变接触电阻。在实际使用环境中，盐雾的腐蚀过程是电化学过程，与环境的温湿度有密切联系，随着温湿度的增加，腐蚀破坏能力增强。导弹盐雾试验的主要参数有：盐溶液、盐雾沉降率、喷雾方式和试验时机。

（撰写：丁恕海　审订：王文忠）

daodan yaoce xitong ceshi

导弹遥测系统测试 missile telemetry system test 在导弹发射前对导弹的遥测系统所实施的性能检查和参数测量。用以判定遥测系统的正确性、适应性与有效性，并将遥测参数的起始电平作为导弹发射决策的判据之一。导弹遥测系统测试有有线测试（弹上／地面之间用有线信道传输信息）和无线测试（弹上／地面之间用无线信道传输信息）两种形式，包括弹载和地面两部分设备。弹载遥测设备的测试内容包括被测参数的拾取和输出电平、采集路序、多路数据格式、工作频率、发射功率、频谱占用、时间码插入、数据存入和读出等；地面接收设备（检测站）的测试内容包括接收频率、接收频谱和带宽、解调、同步、分路、数据格式、记录及显示格式等。导弹遥测系统测试的内容还包括遥测参数起始电平的预计值和预计范围等，但不包括遥测系统本身的性能指标测试。测试步骤和测试结论应符合预先制定的导弹遥测大纲要求。为了缩短导弹发射的准备时间，导弹遥测系统测试的自动化程度正在日益提高，导弹遥测系统测试和全弹射前综合测试也在逐渐融合，形成了统一的测试设备和测试软件系统。

（撰写：魏　津　审订：李邦复）

daodan yinxin

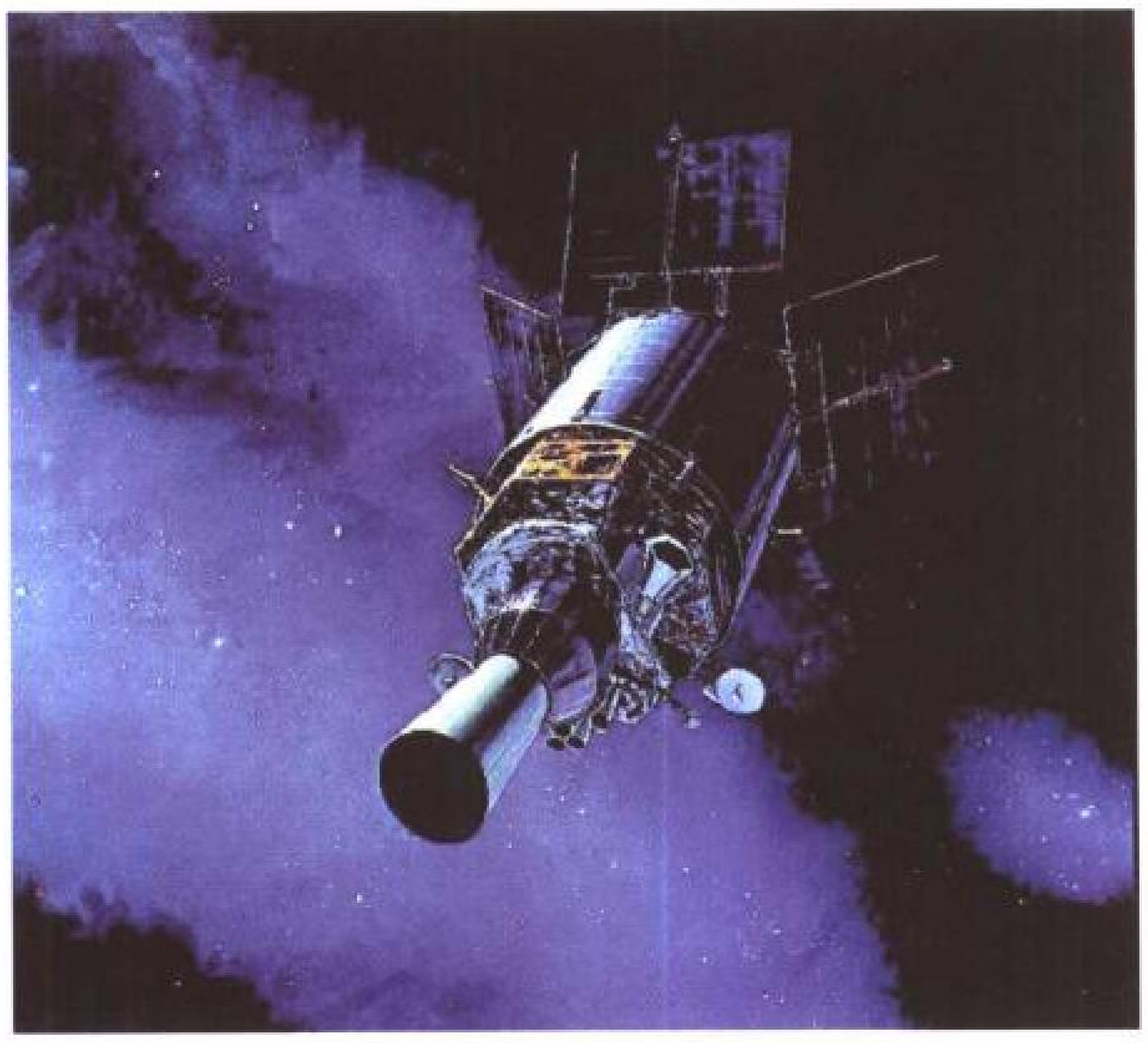
导弹引信 missile fuze 当导弹遭遇目标并到达一定位置时，能觉察目标或感受其他预定条件而实现起爆导弹战斗部的一种装置。它能觉察接触目标时的机械能量或接近目标时的声、光、电、磁等物理场能量的变化，或者感受装定时间、环境压力的改变和接收外部指令等，在战斗部能发挥最大毁伤效果的位置上适时地完成起爆战斗部，对目标造成最大破坏或杀伤。导弹引信必须具备以下基本功能：(1) 保险。导弹在贮存、运输、勤务处理和发射时以及导弹进入目标区域以前，引信均不得起爆战斗部。(2) 解除保险。利用导弹在实际使用过程中产生的环境能源、非环境能源等作用，以及采用预先装定或传输指令等方法，接通整个起爆战斗部的通路，使引信进入待爆状态；(3) 觉察目标并起爆战斗部。按规定的方式觉察目标，并在预定的位置或时间完成起爆战斗部。引信可按多种形式分类：(1) 按对目标作用方式可分为触发引信（即着发引信、碰炸引信）、非触发引信（即近炸引信）及定时引信。(2) 按敏感装置的物理特性可分为机械引信、电引信（如压电引信、无线电引信、制导引信、计算机引信等）、光学引信（如红外引信、激光引信）、磁引信、声引信、压力引信等。引信通常由敏感装置、信号处理电路、执行级、保险机构、传爆系列、电源和引信工作需要的各种辅助装置等组成。引信在结构上可以是一个单独的整体，亦可由两个或两个以上的相互连接部件构成，并可根据需要将这些部件分别装于导弹的不同部位。引信还可与导弹的制导系统发生联系，以获取更多的导弹与目标交会信息，并由制导系统对引信传输指令或进行遥控装定等。引信已发展成为应用多种学科的新技术、

新材料、新器件的复杂物理系统。随着现代科学技术的发展，引信将进一步提高可靠性、抗干扰性和引信与战斗的配合效率。其他引信类词条见兵器卷。

（撰写：张培成　李　辉　审订：王子滨）

daodan yujing weixing

导弹预警卫星　early warning satellite　又称早期预警卫星。以预警为目的，监视、发现和跟踪敌方弹道导弹发射的侦察卫星。导弹预警卫星通常运行在对地静止轨道或周期为12 h的大椭圆轨道，由多颗卫星组成预警星座覆盖全球。星上装有红外探测器和电视摄像机。红外探测器以一定速率扫描观测区，探测导弹主动段发动机尾焰的红外辐射，发出警报，并进行跟踪和预测弹着点。同时电视摄像机作为红外探测器的辅助观测手段，跟踪导弹飞行并将图像发送回地面，提高发



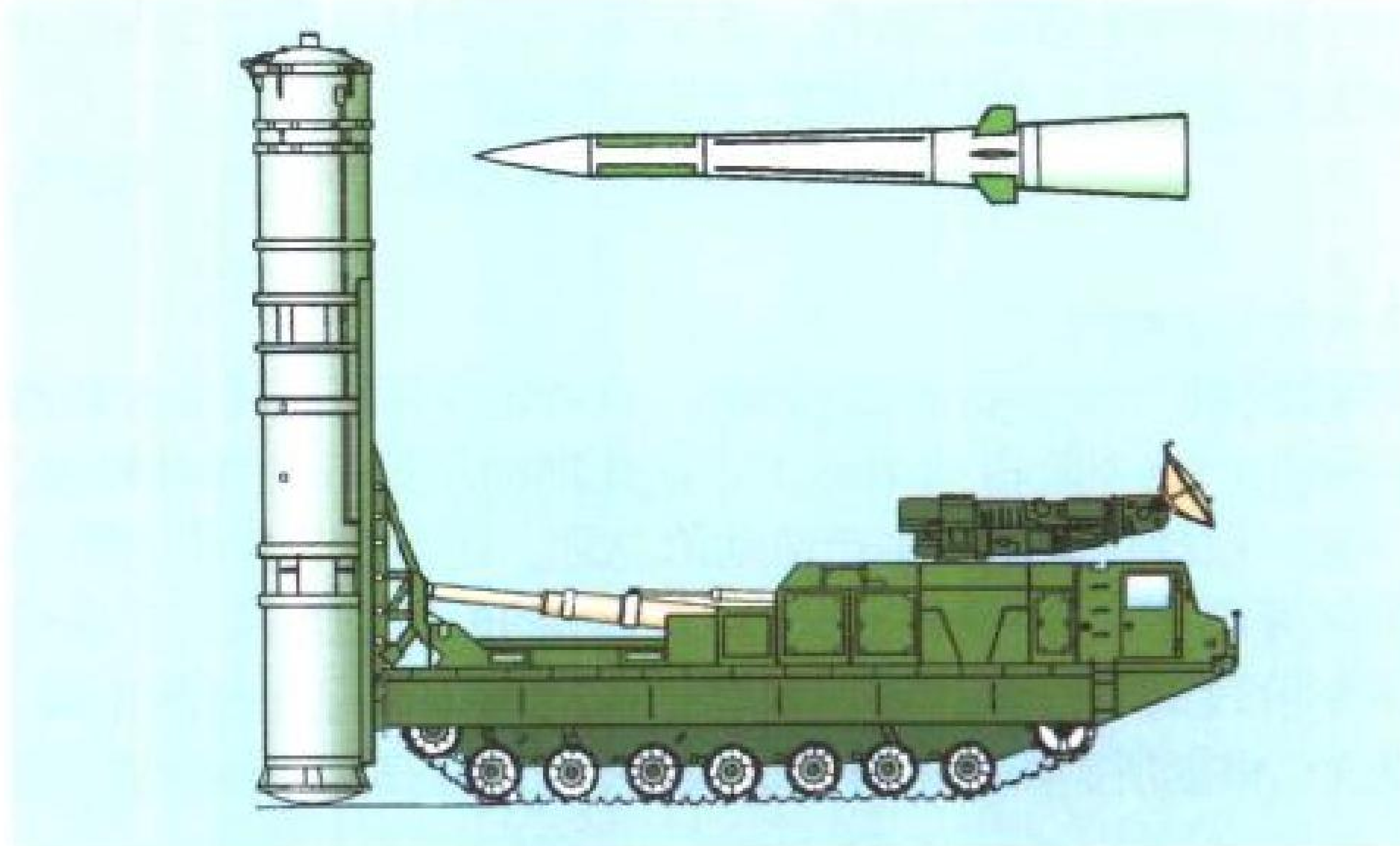
美国DSP导弹预警卫星

现概率，降低虚警。导弹预警卫星一般对洲际战略弹道导弹可提供30 min的预警时间，对潜射弹道导弹提供15 min的预警时间。导弹预警卫星往往还装有核爆炸探测器，兼有核爆炸探测任务。目前只有美国和俄罗斯拥有导弹预警卫星。至2000年，美国已经发射了30多颗导弹预警卫星，经历了5次重大技术改进，现役的是第三代"国防支援计划"（DSP）卫星。在海湾战争期间，美国使用了DSP卫星进行导弹预警，这是该类卫星首次应用于实战。前苏联／俄罗斯的导弹预警卫星有大椭圆轨道的"眼睛"和静止轨道的"预报"两种型号。美国目前正在研制下一代导弹预警卫星"天基红外系统"。该系统采用多种轨道组成复合型星座；提高了红外扫描探测器的扫描速率和灵敏度；探测谱段从短波红外向中波和长波红外以及紫外扩展；增加凝视型红外探测器和地平线上跟踪能力，将探测范围扩展到飞行中段；增强了星上处理能力；提高了对战术导弹的预警能力；提高了预警系统的生存能力。

（撰写：梁　巍　审订：朱毅麟）

daodan yunshu qishu fashe che

导弹运输起竖发射车　missile transporter-erector-launcher　简称导弹发射车。它是具有运输、起竖、发射导弹功能的专用特种车辆。可分为自行式和牵引式两种。自行式和牵引式导弹运输起竖发射车的行走部分不管是轮式的还是履带式的都具有较强的通过能力，转移阵地快、生存能力强，在现代



履带式导弹运输起竖发射车

导弹武器系统中得到广泛的应用，不仅普遍用于各种类型的中小型导弹，而且用于大型战术和战略导弹的运输、起竖与发射。导弹运输起竖发射车能快速进入发射点，完成发射车调平、起竖、定位定向及其他射前准备工作。接受指令后能完成导弹发射，并能完成撤退转移或与专用装填设备配合完成再装填，继续实施发射。它一般由底盘车（自行或牵引）、支承平台、起落架、定向器（发射箱）起竖调平系统、导弹射前检查与发控设备、发射控制与检测设备、定位定向装置、电站与输配电设备、通信指挥设备等组成。

（撰写：吕佐臣　审订：曾智勇）

daodan zhandoubu

导弹战斗部　armament　导弹的有效载荷，是直接有效地完成预定战斗毁伤任务的装置。它由壳体、战斗装药（常规装药、核装药或特种装药）、引爆控制系统和解保装置组成。当战斗部被运送到预定攻击位置即目标表面、目标的上空、目标的内部或目标附近时，靠解除保险装置和引控系统安全地起爆，释放能量，给目标造成最大的破坏。在选用战斗部的类型时，要对作战使命、目标特性、制导系统的精度和作战使用条件等因素进行统一协调和优化选择，以达到良好的匹配。一般来讲，增大战斗部的质量和提高制导系统的精度都能够提高战斗部的毁伤效率。

（撰写：于德滨　审订：薛成位）

daodan zhanshu jishu xingneng

导弹战术技术性能　missile tactical and technical characteristics　导弹作战性能要求和技术性能要求的总称。一般由军事部门根据作战任务需要、科学技术水平和国家经济实力等方面的因素，在充分论证的基础上以战术技术要求的形式向研制部门提出。它既是研制部门承担导弹研制任务的原始依据，又是军事部门进行订货验收的标准。尽管随作战任务和打击目标的不同，各类导弹的具体性能要求指标各不相同，但从功能特征上说，都可以把它们归并为战术、技术、使用和经济等4个方面的要求。战术性能要求对导弹的战斗能力，如打击目标类别、精度、毁伤能力、射程、速度、发射能力、生存能力等作出规定；技术性能要求对导弹完成预定作战任务的技术能力，如最大尺寸、发射质量、战斗部、制导系统和发动机类别选择等提出限制；使用性能要求主要对导弹的可用性、可维性、可靠性、安全性以及贮存、运输、使用环境条件等提出要求；经济性要求主要对导弹的研制和生产总费用、单位成本和价格、工作寿命等经济指标作出规定。

（撰写：毕士冠　审订：姚绍福）

daodan zhidao

导弹制导 missile guidance 又称导弹导引和控制。导引和控制导弹按选定的制导规律调整其飞行路线并飞向目标的过程。制导系统将测量、计算导弹实际飞行路线和理论飞行路线的差别，形成制导指令，经过放大和转换，由伺服机构调整导弹的发动机推力方向或舵面偏转角，控制导弹的飞行路线，以允许的误差（脱靶距离）靠近和命中目标。

（撰写：于绍满　审订：李连仲）

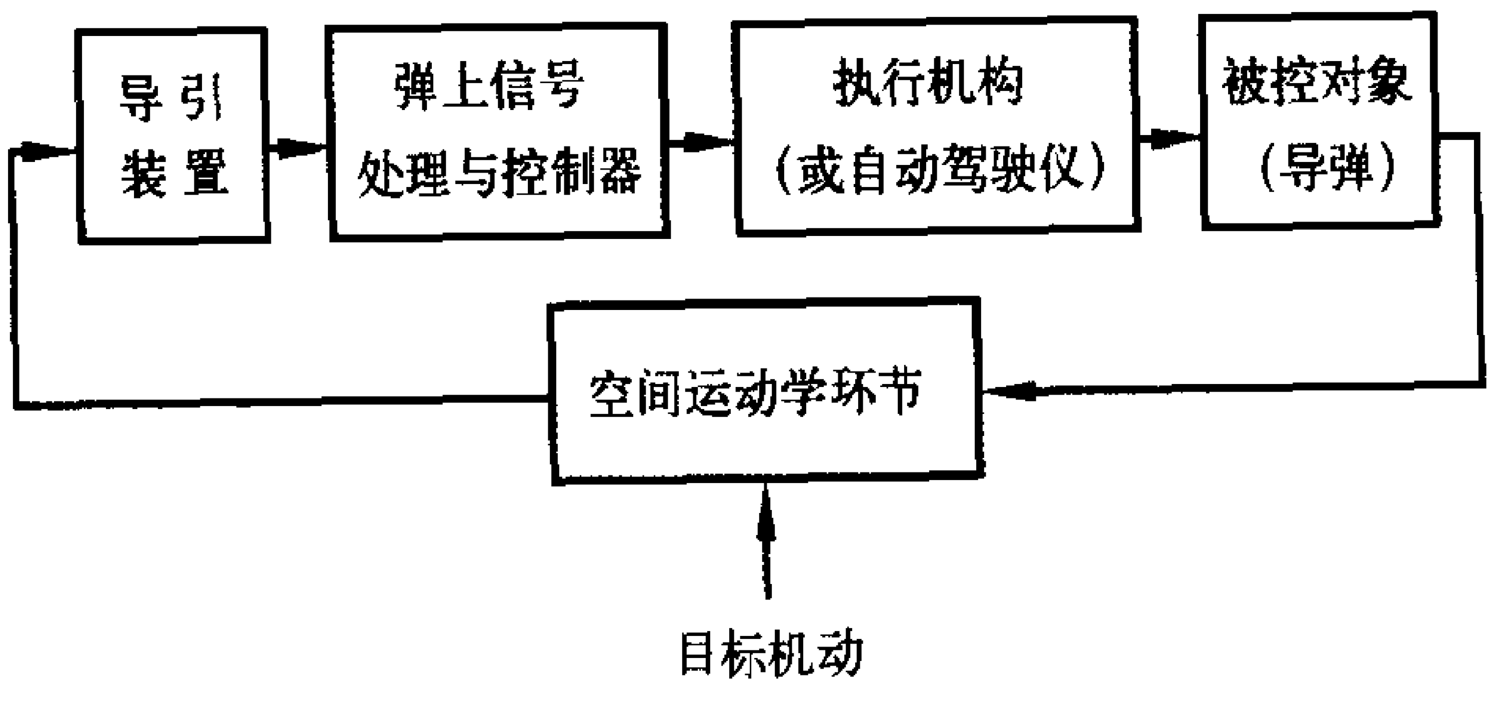
daodan zhidao tizhi kangganrao

导弹制导体制抗干扰 missile guidance system antijamming 在给定的作战空域和电磁干扰环境中，为达到对给定目标的杀伤精度的任务要求，分析、确定和选择导弹武器系统的制导控制方法以及相关电子对抗措施的过程。它是导弹武器系统总体设计的内容之一，包括不同制导体制在电磁干扰环境中的抗干扰性能分析；制导体制（系统）抗干扰指标分配；制导系统与分系统工作体制选择及抗干扰措施性能预测等。常用的制导体制有遥控制导（驾束制导、指令制导）、寻的制导（主动、半主动和被动）、复合或组合制导等。导弹制导体制抗干扰与导弹武器系统性能、经费等相互制约。原则上，电磁辐射信息（包括无线电、光学）越少的制导体制，被干扰的可能性越小，其抗干扰性能也越高。然而，对于利用电磁信息实现制导控制的导弹武器系统，不辐射或少辐射电磁信号会引起制导系统性能不同程度的恶化。因此，要依据实战抗干扰需要和干扰环境，根据特定型号导弹武器系统的任务要求和导弹武器系统可实现的技术条件，兼顾可能遇到的特殊形式的干扰，统筹考虑或折衷选择或组合具有足够作战能力的制导体制，来保障和满足武器系统整体性能。

（撰写：李建荣　审订：阮文杰）

daodan zhidao xitong

导弹制导系统 missile guidance system 也称导弹导引和控制系统。测量和计算导弹对目标或空间基准线的相对位置，以预定的导引规律控制导弹飞达目标的系统。导弹制导系统一般由导引装置、控制装置与被控对象（导弹）组成，工作原理见图。导引装置测量导弹与（或）目标的空间位置，按照预定的导引规律形成制导误差信号。信号经过变换处理、校正综合、功率放大后送到执行机构，使操纵面相应动作产生需要的控制力控制导弹飞行。导弹按导引规律的要求改变飞行姿态从而改变速度矢量，使导弹沿着适当的弹道飞行，直至命中目标。空间运动学环节表示导弹与目标相对位置的变化等。制导系统的主要技术要求是稳定性、静态精度、动态精度和抗干扰性等。制导系统包括模拟式和数字式两类。



导弹制导系统工作原理图

（撰写：马宝国　审订：刘坤山）

daodan zhizao

导弹制造 missile manufacture 根据导弹设计技术文件、软件文档、结构图纸和加工工艺文件的要求，按照功能最佳化的原则，经过从毛坯制造、零件加工、元器件制造、部件组装、分系统总成到全弹总装及相应的检验、测试合格后，最终制作出符合战术技术要求和部队作战使用需要的导弹系统的工程制造过程。按性质分试制和批生产两类。试制的目的是制造样弹，以满足工程研制和设计定型诸阶段的各种试验需要；批生产是导弹制造的主体，目的是为部队提供所需数量的导弹。导弹制造不仅包括各种金属和非金属材料的加工和结构成型，还包括各种光、电元器件、部组件、仪器、仪表的加工制造；各种类型战斗有效载荷、火工品、推进剂的加工、制造和装填；各部组件、分系统的装配和测试；全弹的装配和测试等。在导弹制造中，广泛采用各种先进的工艺装备和技术，包括精密加工技术，特种加工技术，数控技术，新材料、新结构技术，以及柔性制造系统、计算机集成制造系统等；还要采用各种先进的检测、测试设备和技术。为了适应新的战争模式，满足未来战争对导弹储备的要求，导弹制造厂还应具备较大批量生产导弹的能力或潜力。

（撰写：毕士冠　审订：杨宝奎）

daodan zhucun

导弹贮存 missile storage 导弹验收合格后，在正式部署和使用前存放于库房期间采取各种技术措施保持其完好可用状态的过程。按贮存目的和条件，导弹贮存可分长期战备贮存、简易库房贮存和战斗贮存。战备贮存通常将导弹存放于条件良好的库房内，使之处于长期冬眠性贮存状态，有良好的维护、管理和环境条件，易于使导弹保持更长的贮存寿命和完好可用状态；简易库房贮存由于不具备良好的环境和维护条件，只适于短期存放；战斗贮存随阵地而转移，要经过运输、振动、冲击等条件变化的考验。导弹类别不同，贮存方式也有所区别。战略导弹可用散装贮存，核弹头、发动机燃料或推进剂通常都和弹体分开贮存，定期对其进行检测。战术导弹多用整弹贮存或部分散装贮存，或存放在注有惰性气体的贮存包装箱内，定期进行检测。导弹在贮存过程中要经受温度、湿度、风沙、雨雪、盐雾、霉菌、昆虫以及机械应力和电磁应力等环境因素的影响，其使用效能日渐下降，甚至失效和报废。评估贮存对使用效能影响的指标是贮存寿命（期），即在规定贮存条件下，导弹使用效能下降到预先规定的临界值时所对应的贮存时间。提高导弹贮存可靠性、加强维修和检测以及改进贮存环境有助于延长贮存寿命。

（撰写：毕士冠　审订：杨宝奎）

daodan zhuangtian yunshuche

导弹装填运输车 missile transporting and loading vehicle 既能在公路上运输导弹（或发射箱）又能向发射装置（或发射箱）装填和退出导弹（或发射箱）的专用机动车辆。分自行式和牵引式两种形式。导弹装填运输车的作业范围较大，包括技术阵地、发射阵地以及两者之间的区域。因为导弹装填运输车既能公路运输导弹又能装填导弹，所以其结构比较复杂。运输车的装填动力一般都是由液压传动系统来实现。运输车主要由机动底盘、固定平台和装填机构等组成，其中底盘一般采用3类机动底盘。固定平台是为发射箱或导弹的固定装置和装填机构提供安装支承的基准面。装填机构是向发射车装填导弹或把导弹从发射车上退回装填车的专用机构。

牵引式装填运输车的牵引车根据战术指标要求选定,改装后用来牵引支承和连接半拖车。半拖车主要由车架、轮组、悬挂装置、鞍形连接装置、手刹车操纵装置、停车支架和装填机构等组成。导弹装填运输车目前主要应用于中、小型导弹的公路运输和装填。（撰写：陈忠发　审订：曾智勇）

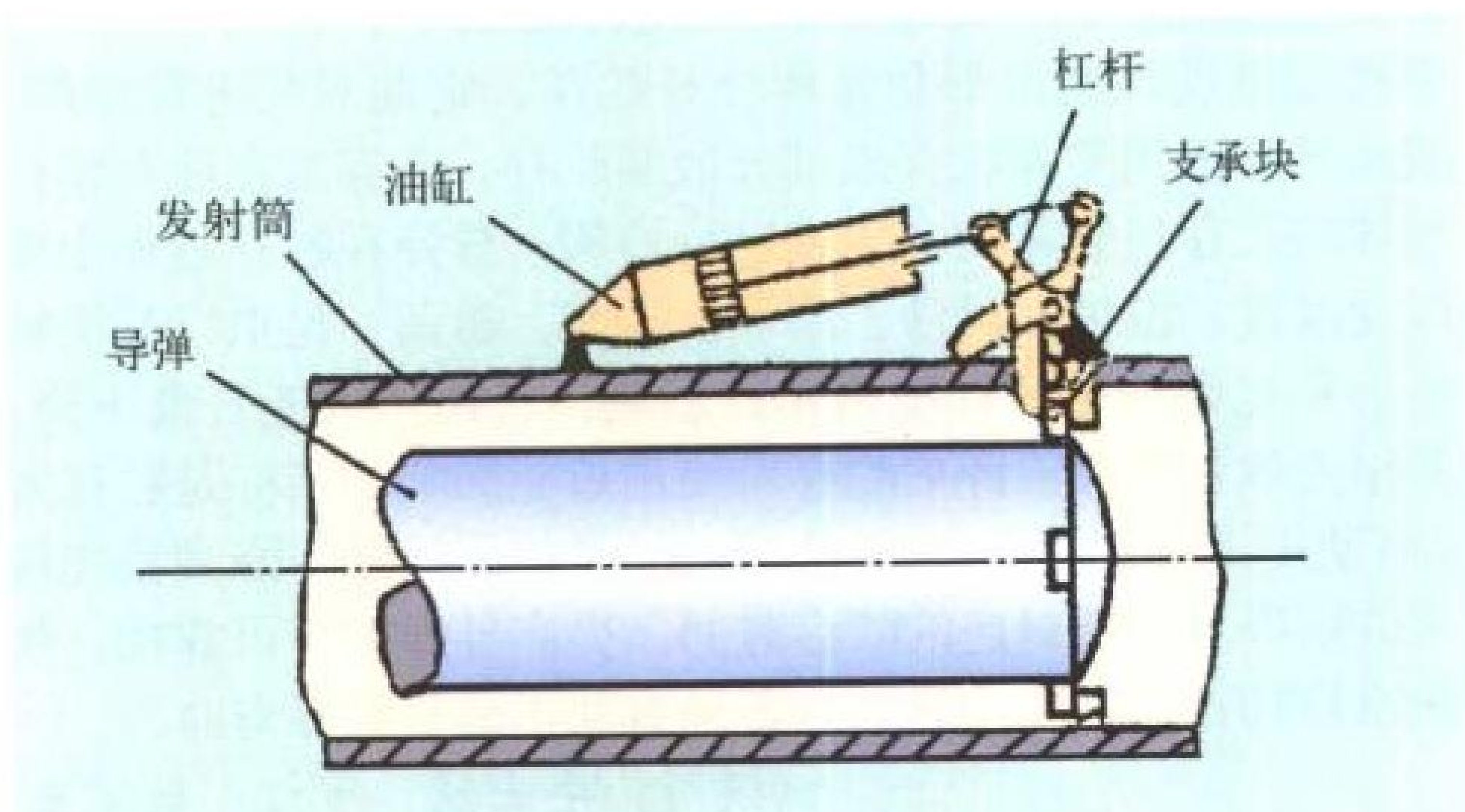
daodan zongti canshu

导弹总体参数　missile overall parameters　描述导弹总体性能和导弹特征的参数。导弹总体参数包括 (1) 导弹的性能参数，如导弹扇面发射角、射程、飞行速度、飞行高度、飞行精度、对典型目标的作战威力等；(2) 导弹的几何参数，如导弹的长度、直径、翼展、外形特征等；(3) 导弹的物理参数，如导弹的一级、二级满载和空载的质量、质心、转动惯量等；(4) 导弹的可靠性参数，包括导弹的可靠性、可维性、测试性、安全性、保障性等；(5) 导弹的使用环境条件参数，如温度、湿度、盐雾、霉菌、沙尘、压力、冲击、振动、颠震、电磁环境参数等。导弹总体参数是根据导弹研制任务书或导弹研制总要求以及导弹总体方案论证结果得到的。

（撰写：程汉杰　审订：陆锡良）

daodan zongxiang suoding jigou

导弹纵向锁定机构　missile lengthwise-locked mechanism　防止导弹在运输过程中与发射筒之间产生相对纵向移动的机构。由于导弹尾部的结构通常能承受较大的拉力或剪力，并以其支承于发射筒上，故导弹锁定部位大多选择在此处。纵向锁定力的大小由刹车时产生的导弹惯性力决定。该机构有弹簧式、液压式、插锁式、箍带式等结构形式。由于结构形式不同，其开锁和闭锁方式也不同，一般均需利用连杆或杠杆原理完成其动作。有的发射时要靠弹射力剪断插锁释放导弹，有的通过电路点火烧断箍带解脱导弹。开锁或闭锁到位均有信号显示，以保证导弹能顺利退出或弹出发射筒。根据



典型的导弹纵向锁定机构图

导弹与发射筒的具体情况，上述机构的各种形式，在国内外战略、战术导弹发射装置中均有应用实例。图示为一种典型的由油缸和杠杆等组成的导弹纵向锁定机构图。

（撰写：熊纪龙　审订：李淑瑛）

daodan zongxiang yundong

导弹纵向运动　longitudinal motion of missile　假设导弹在垂直平面 AX_0Y_0 内飞行，通常，导弹具有纵向对称平面 OX_1Y_1，当侧向运动参数为零时，导弹的纵向对称平面将始终处于垂直平面内，这时导弹的运动称为纵向运动。它由以下运动方程组确定：

$$\begin{cases} \dfrac{dV}{dt} = \dfrac{P\cos\alpha - X}{m} - g\sin\theta \\ \dfrac{d\theta}{dt} = \dfrac{P\sin\alpha + Y}{m} - \dfrac{g}{V}\cos\theta \\ \dfrac{dH}{dt} = V\sin\theta \\ \dfrac{dx}{dt} = V\cos\theta \\ \dfrac{dm}{dt} = -\dot{m} \\ \alpha = \vartheta - \theta \end{cases}$$

式中 V 为导弹的飞行速度；θ 为导弹的弹道倾角；H 为导弹的飞行高度；x 为导弹的飞行距离；m 为导弹的质量；P 为推力；X 为阻力；Y 为升力。为了求解此组方程，还应当给定迎角 α 或俯仰角 ϑ 的变化规律。

（撰写：关世义　审订：郜继法）

daodianjiao

导电胶　conducting resin　具有一定的导电性能和良好的粘接性能的胶粘剂。导电胶分为结构型和添加型。目前使用的导电胶主要为添加型，由合成树脂如聚氨酯树脂、环氧树脂、酚醛树脂、丙烯酸树脂、醇酸树脂、聚酯树脂、有机硅树脂等加入导电填料如银粉、铜粉、铝粉、碳粉等以及固化剂、溶剂等组成。通过它们之间的相互配合，添加型导电胶可以得到 $10^6 \sim 10^{-6}\ \Omega\cdot cm$ 范围很宽的导电性以及胶粘剂所具备的优良物理和化学特性，因此获得了广泛的应用。

（撰写：张廉正　审订：胡连成）

daoguishi daodan fashe zhuangzhi

导轨式导弹发射装置　rail-type missile launcher　具有初始制导导轨的导弹发射装置（见图1)。它的支承定向部件（发射梁）上装有一组一定长度的发射导轨与导弹定向滑块配合，发射时在初始段对导弹起着初始约束、赋予导弹以初始射向的作用。导弹在发射导轨上有悬挂式（导弹悬挂在导轨下方）和蹲式（导弹在导轨上方）两种形式，导弹与导轨分离有同时离



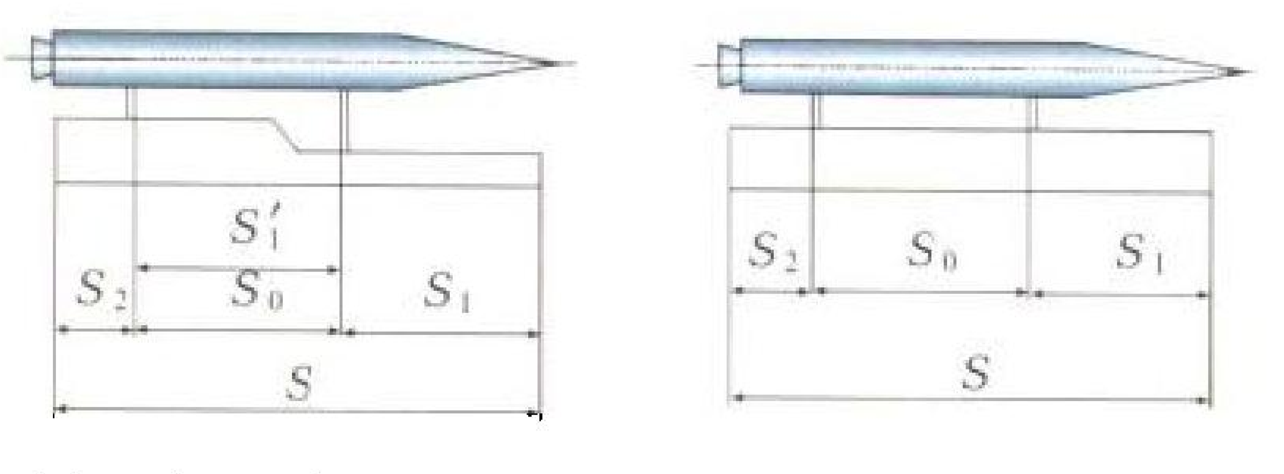
图 1 SSC-2A 导轨式导弹发射装置

轨和不同时离轨两种方式。这类发射装置在倾斜发射和垂直发射方式中都有采用；可舰载、车载或机载，也可在阵地上固定安装。发射导轨配置与型式应满足导弹定向滑块的配置与结构协调的要求以及导弹发射时的姿态稳定和载荷特性的要求。导轨与定向滑块间的间隙主要考虑装填间隙和导轨不平度及其引起的加速度过载的要求。导轨的长度一般由3部分构成（见图2)

$$S = S_0 + S_1 + S_2$$

式中 S 为导轨全长；S_0 为导弹前后定向滑块的距离，由弹体结构确定；S_1 为前定向滑块滑行距离；S_2 为辅助导轨长度，根据结构设计确定。同时离轨时，前定向滑块滑行距离等于后定向滑块滑行距离，即

$$S_1' = S_1$$



(a) 同时离轨的导轨长度　(b) 不同时离轨的导轨长度

图 2 导轨长度的构成

不同时离轨时，定向滑块滑行距离为 S_0+S_1。定向滑块的滑行距离和离轨方式一般都在系统总体提出的研制任务书中规定。（撰写：李洛阳　审订：曾智勇）

daohang celiang canshu jiqi jingdu

导航测量参数及其精度　navigation metric parameters and their accuracy　利用无线电方法测得的，用以计算用户坐标位置或航迹的角度、距离、距离差、距离和及速度等参数及其与真值的偏离程度。用无线电方法不能直接测量出用户位置，只能测出用户相对于导航参考点（导航星）的角度、距离、距离和、距离差和速度，这些参数称导航测量参数，由这些导航测量参数可计算出用户坐标位置或航迹。随着用户所在空间位置的维数不同，要求测得的导航参数量也不同，如用户处在两维平面位置上则只需要测出 2 个导航参数；如用户处在三维空间中则需要取得 3 个导航参数；如用户处在四维空间中，即用户时钟精确未知，有 4 个未知数 (x,y,z,t) 时，则需要测出 4 个导航参数才能对用户定位。由于导航定位系统的不同，所采用的导航定位参数数量、种类也不同，如美国早期的“子午仪”导航系统采用的导航测量参数是一定时间间隔内的多普勒频率周计数，相当于把距离差作为导航测量参数，需测出 2 个以上距离差才能定位。目前世界上广泛采用测距离作为导航测量参数，因用户钟未精确已知，需测出 4个距离，才能对用户定位。在对某被测量用户的多次观测中，各观测值之间的离散程度越小精度就越高。由于导航参数不同、测量手段不同，精度也不同，目前测距（含距离差和距离和）一般可达米至厘米级，测速可达每秒毫米级，测角可达角秒级。

（撰写：姜　昌　审订：徐　京）

daohang dingwei weixing

导航定位卫星　navigation and positioning satellite　通过星上发射的无线电信号，为地面、空中、海洋和空间用户导航定位的人造地球卫星。导航卫星按导航方法分为多普勒测速导航卫星和时差测距导航卫星，前者通过用户测量导航信号的多普勒频移求出距离变化率进行导航定位；后者则通过用户测量导航信号时差求出距离进行导航定位。用户可以向卫星发射信号的卫星称为主动式导航卫星；只发射导航信号、不能接收用户信号的卫星称为被动式导航卫星。数颗导航定位卫星部署在中或中高轨道，形成导航星座，就具有全球和近地空间的立体覆盖能力。美国的“全球定位系统”（GPS）和俄罗斯的“全球导航卫星系统”（GLONASS）均属于这一类。正在论证的欧洲“伽利略”系统则是静止轨道卫星与低轨道卫星的混合系统。

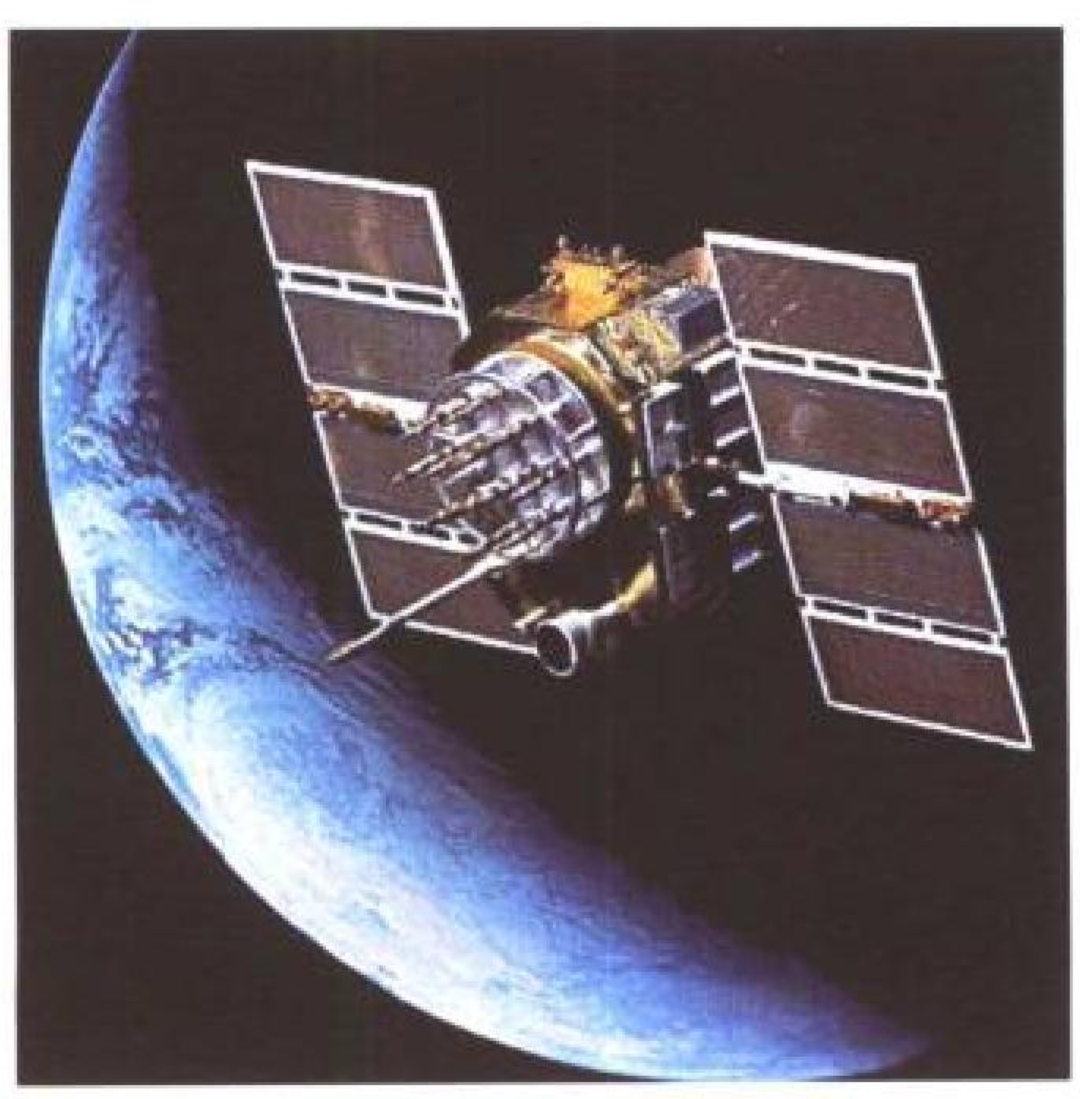


图 1 美国 GPS 导航卫星

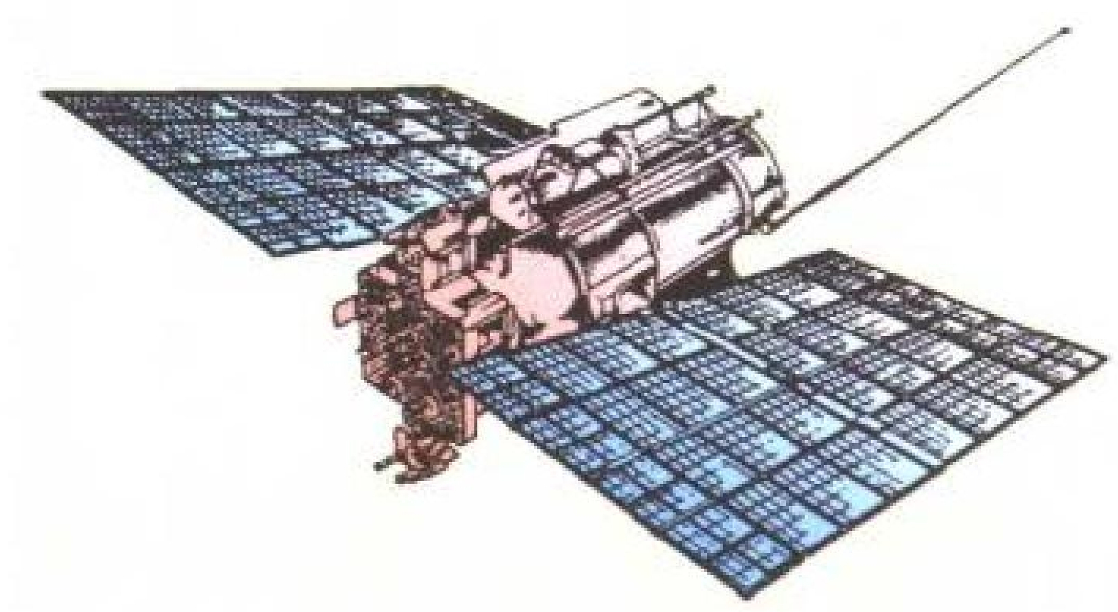


图 2 俄罗斯 GLONASS 导航定位卫星

美国GPS在军事和民用方面都显示了广泛用途。GPS接收机装入导弹和制导炸弹，可构成全新概念的精确制导武器系统。GPS 卫星未来将在增大功率、改进信号结构和提高抗干扰能力等方面采取许多技术措施。中国于2000年发射了两颗“北斗”导航试验卫星，布置在地球静止轨道上。它是全天候、全天时提供卫星导航信息的区域导航系统，主要为公路交通、铁路运输、海上作业等领域提供导航定位服务。

（撰写：杨嘉墀）

daohang shuju xitong

导航数据系统　navigation data system　航天器上利用“全球定位系统”（GPS）/“全球导航卫星系统”（GLONASS）等提供航天器的位置、速度、姿态和时间等导航数据的系统。这些数据被分配给遥感器、测量仪器以及制导导航控制和跟踪遥测遥控等各分系统。这些数据有助于指出所取得图像的精确位置和时间，同时可用于修正制导导航控制系统中惯导设备的漂移，并对常规姿态测量设备（如太阳角计、红外地平仪和星敏感器等）提供另一种数据源。

（撰写：姜　昌　审订：柳东升）

daoliucao

导流槽　airflow-guided channel　用于排导运载火箭点火发射时发动机排出的高温、高速燃气流的钢筋混凝土结构。导流槽一般分为单面与双面两种类型，主要作用是减轻燃气流对地面勤务设备（如塔架和发射台）的烧蚀，避免燃气流返箭造成箭体损坏，减小发射时的环境噪声等。为保证发动机燃气流的顺利排导，导流槽结构参数和几何形状的设计均有严格要求。导流槽均带有喷水功能，以降低燃气流的温度及发射时的噪声。（撰写：刘　毅　审订：周载学）

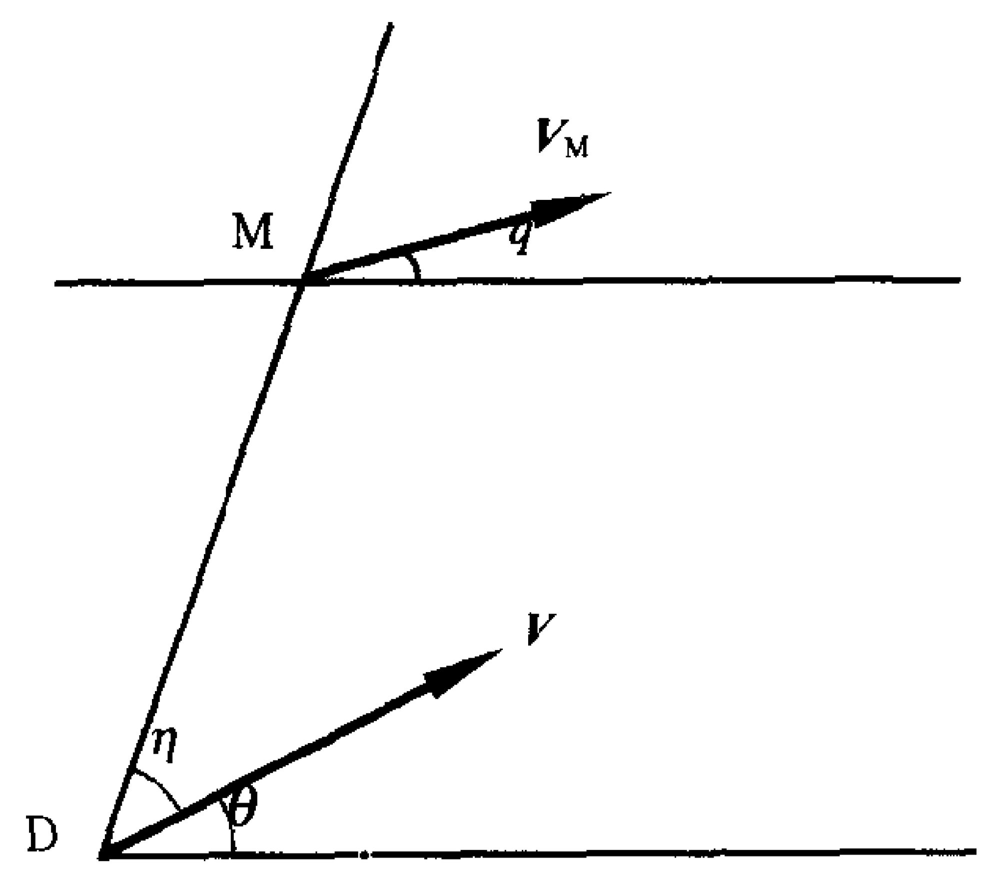
daoxianshu

导线束　harness　将导线或电缆排列并捆扎在一起形成的整体布线单元。在导弹电气系统中存在若干连接导线，为了便于导线的连接、插合和布置，将若干导线捆扎在一起，组成

一个导线束。在导弹总体测试或部件测试过程中，由于存在多个测试点，线路的连接也较多，往往采用导线束的方式来连接，这是电气系统布线过程中常采用的方式。有时采用不同颜色的导线或电缆组成导线束，便于线路的连接和辨识。（撰写：马宝国　审订：周世勤　刘坤山）

daoyinbi

导引比　guidance ratio　又称比例系数或导引系数。导弹速度矢量的转动角速度与目标瞄准线（导弹—目标线）的转动角速度之比值。如导引平面为铅垂面，基准线为水平线，则



导引比

V—导弹速度矢量；V_M—目标速度矢量；θ—弹道倾角；q—目标瞄准线与基准线夹角；η—前置角

导引比为

$$K=\frac{dq/dt}{d\theta/dt}$$

导引比是比例导引法中的重要参数，选择不同的导引比可得到不同的弹道。此外，在不同的弹道段，K值的影响也不同。（撰写：羌镠　成楚之　审订：彭冠一）

daoyin dandao

导引弹道　guidance trajectory　又称导引运动学弹道。将导弹视为刚体，其质量特性、动力特性和空气动力特性是已知的，在控制系统的参与下，导弹按制导规律所决定的弹道特性及相应的参数飞行的弹道。导引弹道一般用于攻击活动目标的导弹。对导弹实行导引飞行时，每瞬间导弹运动都是根据目标运动参数和导引方法确定的，而不是按预先规定好的弹道飞行。导引弹道的弹道特性主要包括最大法向过载和飞行时间等。（撰写：羌镠　成楚之　审订：彭冠一）

daoyin fangcheng

导引方程　steering equation　描述导弹在飞行过程中其质心运动应满足一定的约束条件才能最终命中目标的约束方程。导引方程的一般形式如下

$$f(\boldsymbol{X}_M)=0$$

式中$\boldsymbol{X}_M$为描述导弹质心运动的矢量，与目标、导弹的相对位置和相对运动有关。以三点法导引为例。三点法是一种位置导引率，要求导弹和目标的高低角和方位角分别相等。根据这一性质，定义描述质心运动的矢量为$\boldsymbol{X}_M=[X_{m1},\ X_{m2}]^T$其中$X_{m1}$和$X_{m2}$分别为导弹的高低角和方位角，这样上述导引方程就成为

$$\boldsymbol{X}_M-\begin{bmatrix}\varepsilon_T\\ \beta_T\end{bmatrix}=0$$

式中ε_T和β_T分别为目标高低角和方位角。（撰写：张奕群　审订：林维菘　黄荣度）

daoyin fangfa

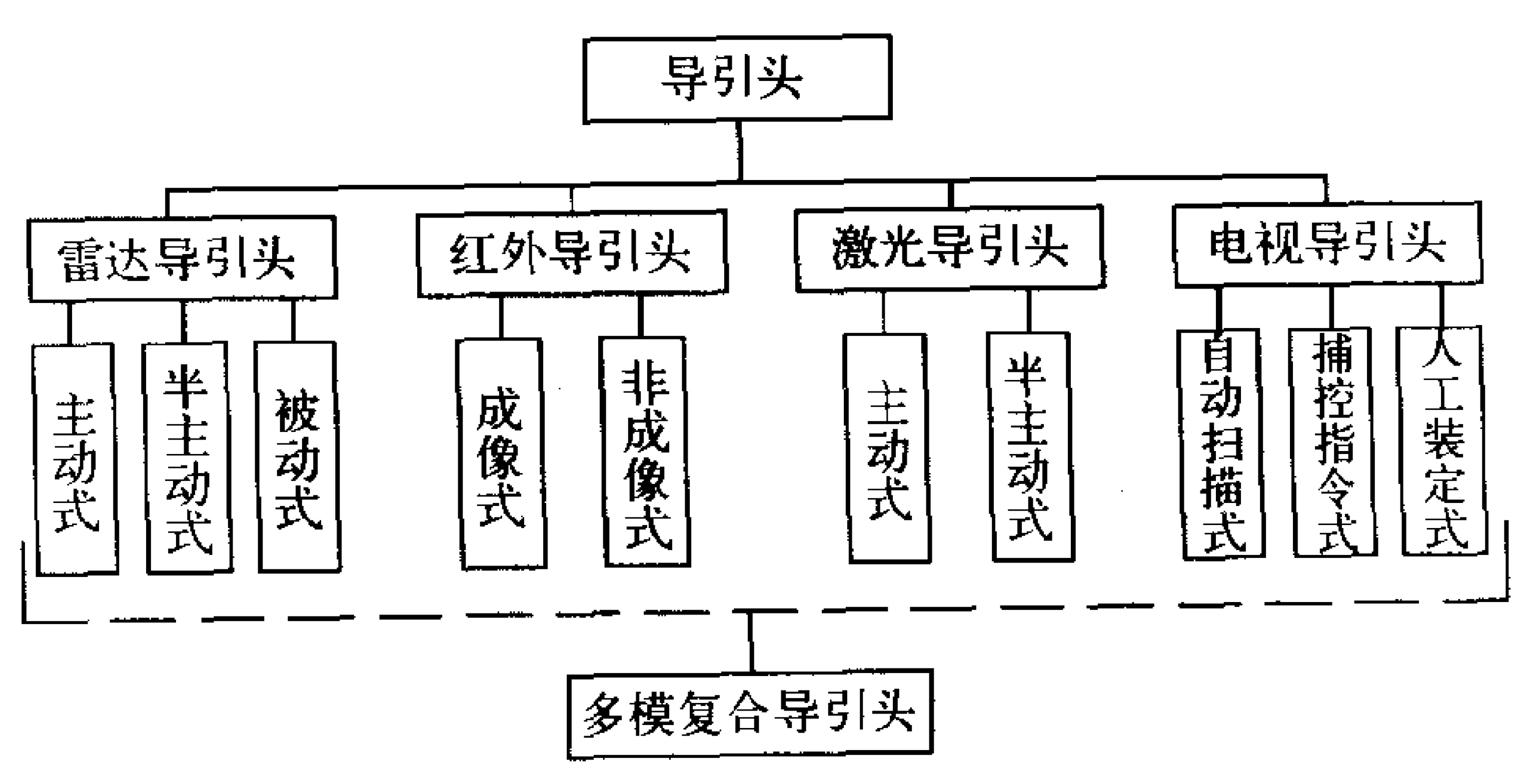
导引方法　guidance method　又称导引规律。将导弹导向目标的规律和方法。导引方法规定了目标运动参数与导弹运动参数之间的关系，使导弹按一定的规律运动并保证它命中目标。对于相同的导弹和目标，可选用不同的导引方法，其飞行轨迹大不相同。选择导引方法的基本原则是：(1) 在各种射击条件下，应满足导弹接近目标时预定的理论弹道精度要求；(2) 力求在整个飞行过程中，尤其是在遭遇点附近，弹道具有最小曲率，尽量缩短飞行时间；(3) 制导系统的设备应简单，在技术上易于实现。按导引指令形成方法可将导引方法分类为：(1) 以“导引站—目标线”与“导引站—导弹线”确定的方法，包括三点法与前置量法。其中前置量法又可分为常系数前置量法和弹道矫直法（包括全矫直线与半矫直线）；(2) 以导弹纵轴与“导弹—目标线”确定的方法，包括直接导引法和常值目标方位角导引法；(3) 以导弹速度矢量与“导弹—目标线”确定的方法，包括追踪法和常值前置角法；(4) 以“导弹—目标线”确定的方法，包括平行接近法和比例导引法。由于末制导技术的发展，导弹向高精度的直接碰撞技术发展，更加强调末段制导精度的提高。除提高探测精度外，对于比例导引规律有更高的要求，进一步考虑导弹、目标、作战环境的变化，形成了许多新的修正方法。这些方法着重于考虑导弹与目标遭遇前1～2 s的运动。（撰写：羌镠　成楚之　审订：彭冠一）

daoyin pingmian

导引平面　guidance plane　研究导引问题时，假设导弹和目标都在其中运动的平面。这是简化复杂空间问题的一种手段。导引平面可以是水平的、铅垂的或倾斜的。实际控制运动总是一个非平面运动，由于各种姿态角和力学分量的复杂关系，使控制参数的设计和调整隐性变化，采用导引平面可以将大量变量常值化。而且，在瞬间条件下，单平面运动确实能近似代替空间运动，使导引平面的假定具有实际意义。（撰写：羌镠　成楚之　审订：彭冠一）

daoyintou

导引头　homing seeker　安装于导弹头部，用于测量目标相对于导弹的运动参数，并产生制导信息的装置。导引头能够搜索、捕获、识别、跟踪目标，主要用在精确制导武器上，多用于战术导弹的末段或全程制导中。在导弹的寻的制导系统中，导引头是关键测量部件，它连续不断地测量目标相对于



导引头的主要类型

导弹的位置或位置变化率，将所得信息（角度、角速度、距离、相对速度等）在其指令形成装置中按照选定的导引规律要求，形成制导信号，输送给自动驾驶仪，从而不断地修正导弹飞行，把导弹导向目标。导引头通常由天线或敏感器件、接收机、发射机（主动式导引头才有）、信号处理装置、伺服系统、抗杂波和干扰组合、制导指令形成装置、能源装置等组件构成。导引头根据所利用的信号的物理特性不同，分为雷达导引头、红外导引头、激光导引头和电视导引头等。根据信息源不同，又可分为主动式、半主动式和被动式导引头。目前导引头的发展趋势是：高精度、宽频带、抗干扰、主动式、模块化（积木化、标准化）、全天候、远距离，并不断采用新的专门技术，如相关接收技术、杂波对消技术、毫米波技术、热成像技术、微光电视、激光技术、数字制导和各种复合制导技术等。特别是近年来正在发展的多模复合导引头，主要采用双模复合形式，其中可见光／红外、激光／红外、微波／红外以及毫米波／红外成像等已广泛用于精确制导武器之中。

（撰写：马宝国　审订：刘坤山）

daoyintou fenbianlü

导引头分辨率　resolution of seeker　为测量目标参数而区分两相邻目标的能力。对于常规雷达导引头来说，常用角分辨率、距离分辨率和速度分辨率来描述其对相邻目标的分辨能力。角分辨率由波束宽度确定；距离分辨率由脉冲宽度确定（如果采用脉冲压缩技术还取决于压缩比的数值）；速度分辨率由速度波门宽度确定。国外目前已经研制出分辨单元尺寸为15m × 15m的高分辨率雷达导引头。电视导引头能够把相邻像素、不同灰度值的目标和背景区分出来，因此它的分辨率是很高的。另外，电视导引头是成像系统，经图像处理后，完全能够把不同形状和大小的目标区分开来。经验表明，如果一个目标被扫到3～4行，能分辨出是坦克还是其他车辆；如被扫到7行以上，则可分辨出坦克的类型。因此，电视导引头的分辨率要比雷达导引头高。对红外导引头来说，常用空间分辨率来描述，其释义见红外导引头空间分辨率。

（撰写：殷善贤　审订：任子西）

daoyintou genzong huilu

导引头跟踪回路　seeker tracking loop　又称导引头角跟踪回路。包括能敏感目标角误差信号的测量装置和能够根据误差信号驱动执行机构对目标进行自动跟踪的控制回路（图1）。导引头跟踪回路的组成不仅要考虑跟踪活动目标，还要考虑向自动驾驶仪输出控制导弹飞行的信息。图2是采用角速度

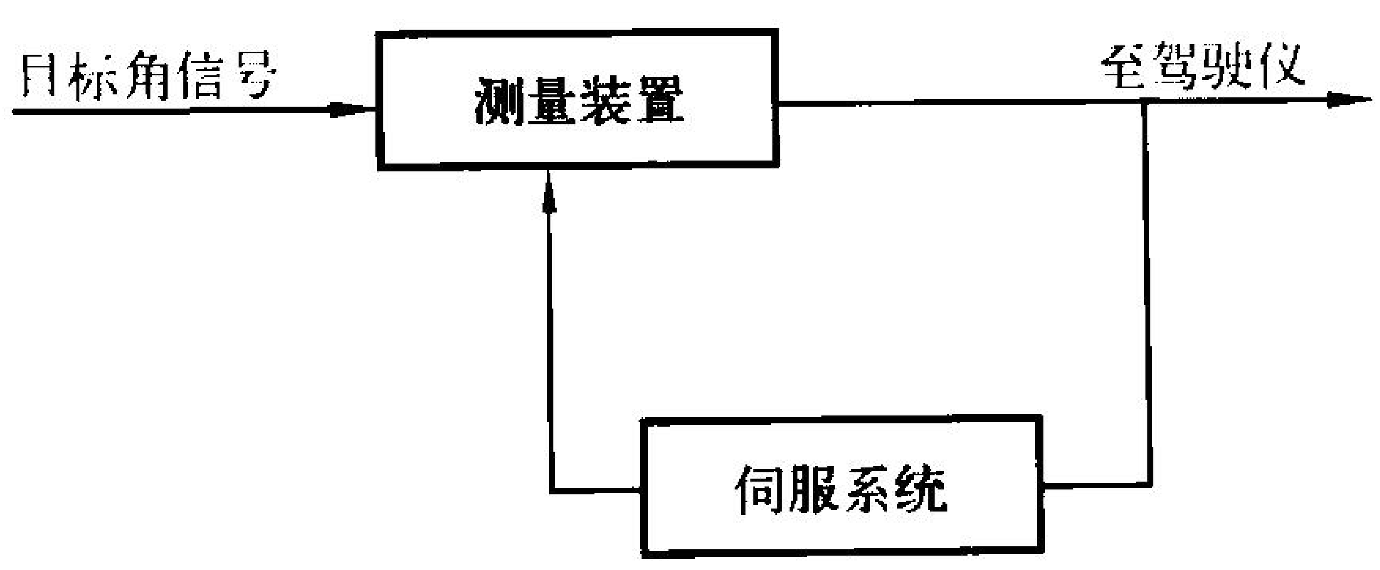


图1 导引头简化框图

陀螺稳定测量轴，输出比例导航信息的导引头跟踪回路方块图。图中的$\dot{q}$为目标的视线角速度；$\dot{\theta}$为弹体扰动角速度；u为输向自动驾驶仪的控制电压；ω_1、ω_2、ω_3分别是执行通道、陀螺通道和接收通道的传递函数。当系统处于稳态时，有

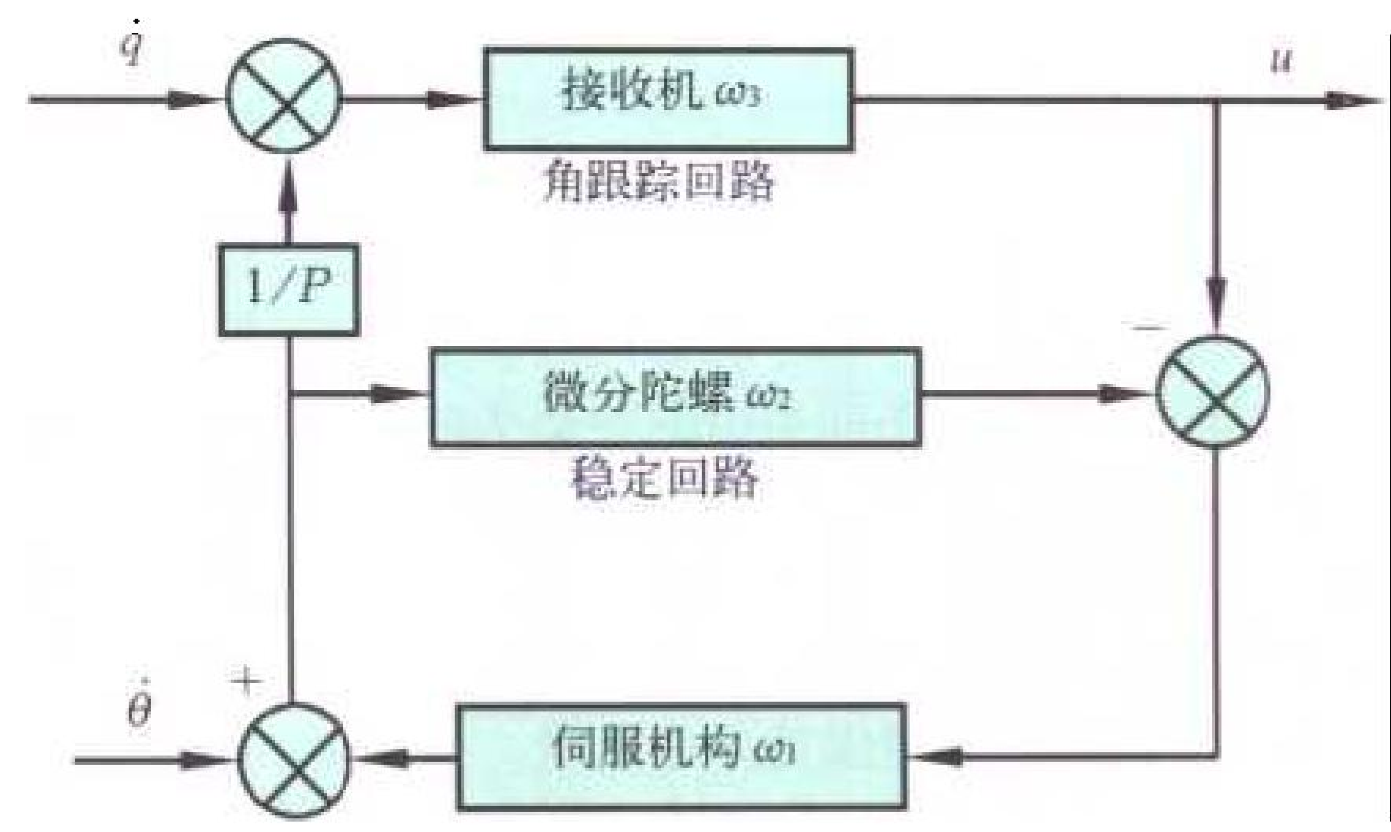


图2 角速度陀螺稳定方案的导引头跟踪回路框图

关系式

$$u = \left(\frac{1}{\omega_1} + \omega_2\right)\dot{q} + \frac{1}{\omega_1}\dot{\theta}$$

当$\omega_1 \gg 1$时，弹体扰动可以忽略，则有

$$u \approx \omega_2 \dot{q}$$

跟踪灵敏度、平稳度、精确度、有效带宽等是导引头跟踪回路的主要动态品质指标。

（撰写：梁棠文　审订：甘伟佑　秦俊发）

daoyintou genzong lingmindu

导引头跟踪灵敏度　seeker tracking sensitivity　导引头对导弹所攻击的目标进行稳定跟踪并能连续输出目标跟踪参数时，来自目标的输入参数的门限值。对导引头工作状态的要求是对目标进行稳定跟踪并连续送出目标位置有关参数。它有别于边跟踪边扫描雷达的“跟踪”，因为后者可以“跟踪”多个目标，而要求导引头跟踪的只是被攻击的目标。边跟踪边扫描雷达输出的目标踪迹参数是以采样方式输出的。灵敏度的度量参见导引头截获灵敏度。

（撰写：唐国富　审订：孙志荣）

daoyintou jiyi genzong

导引头记忆跟踪　seeker memory tracking　在记忆跟踪状态下，雷达导引头回波信号的幅度低于跟踪门限值时，跟踪回波信号的距离波门保持原跟踪速度运动，距离和角度跟踪系统的输出参数保持不变。由于目标回波和其背景是起伏的，有时还有多路径干扰，因此，雷达导引头在跟踪目标时，回波信号的幅度有时会低于跟踪门限值，为防止此时由跟踪状态转入搜索状态，而能保持持续稳定地跟踪目标，对雷达导引头设置跟踪记忆时间（多长合适，一般由外场试验或由经验确定）。在记忆时间内，使雷达导引头具有记忆跟踪目标的能力。

（撰写：殷善贤　审订：任子西）

daoyintou jiaoxitong wucha

导引头角系统误差　error of seeker angle measuring and tracking system　导引头角测量及跟踪系统测得的目标视线角有关数值与真实值之差。测角系统误差一般分为两部分，即偏置误差和随机偏差。在分析导引头角系统误差时，除了要考虑目标特性和导引头角系统本身因素以外，还必须考虑导引头的载体（导弹）运动所带来的影响。

（撰写：唐国富　审订：孙志荣）

daoyintou jiehuo lingmindu

导引头截获灵敏度 seeker acquisition sensitivity 导引头能对目标建立稳定跟踪所必需的来自目标的输入参数的门限值。建立稳定跟踪，是指可以稳定地给出目标跟踪的一个或多个参数，这些参数是进行制导所必需的。根据导引头所用的探测目标的物理方法，不同类型的导引头截获灵敏度规定的物理量也是不同的。例如，主动或半主动雷达导引头是以其接收机输入端的最小信号功率值来度量，而某些以目标和背景的辐射差别来探测目标的导引头，其灵敏度往往用可以区分目标和背景的最小辐射温度差来度量。

（撰写：唐国富　审订：孙志荣）

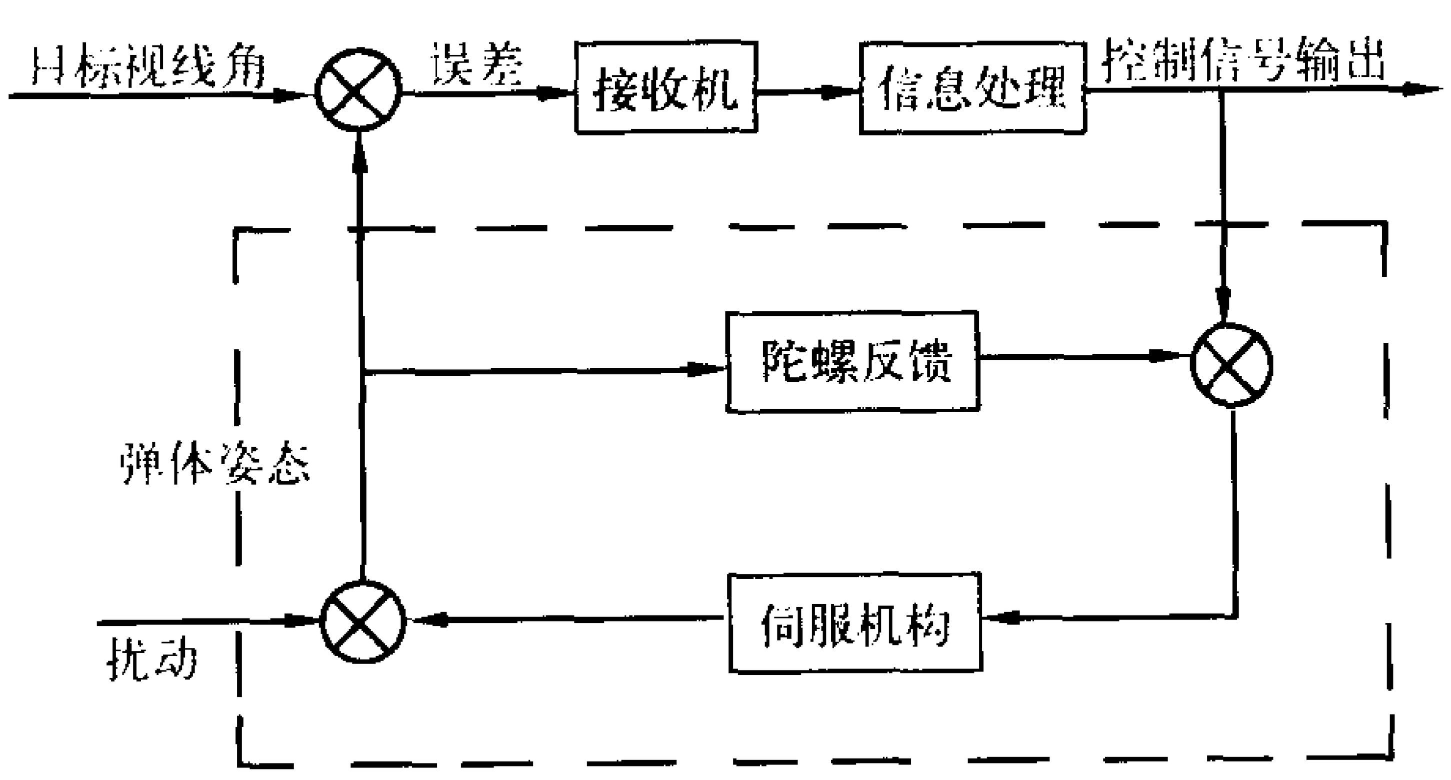
daoyintou shichangjiao

导引头视场角 field of view of seeker 导引头沿中心线方向能够接收到有用能量的锥形角度。通常用以中心线为基准的半锥角表示。所谓有用能量，指能保证导引头有效探测、截获和跟踪目标的能量。导引头视场角的大小直接影响到其跟踪目标的方法和在导弹上的安装方式。大（宽）视场角导引头可直接固定在弹体上，使视场中心线相对于弹体中心线的角度不变。这种情况下，有用跟踪信息可用目标视线与弹体中心线之间的夹角处的值表示；小（窄）视场角导引头常装在框架式平台上，通过旋转平台使目标保持在导引头视场内。为使平台旋转所施加的力矩与目标偏离视场中心线的距离成正比，导引头提供的有用跟踪信息应与目标视线的旋转速率成正比。

（撰写：殷善贤　审订：任子西）

daoyintou sifu xitong

导引头伺服系统 seeker servo system 又称导引头位标器。捕捉和跟踪目标并给出制导信号的电子、机械伺服系统。经常采用的驱动装置是电机和液压马达。它适用于导弹雷达天线，红外、激光导引头敏感器和电视摄像头。它完成的任务有两个，一是在空间搜索、捕捉和自动跟踪目标；二是给出输出控制信号。如在广泛使用的比例导引中，要求测量以惯性空间为基准的视线旋转角速度 $\dot{q}$，为了得到 $\dot{q}$ 的精确测量值，必须隔离弹体姿态角速度的有害干扰，实现输出控制信



导引头伺服回路方框图

号与 $\dot{q}$ 成比例的控制功能。一般采用陀螺稳定系统隔离弹体扰动，把天线或其他形式的敏感器、角速度陀螺传感器放置在万向支架上，并通过电子线路和伺服机构驱动万向支架旋转，一直到误差为零，弹体姿态变化产生的扰动角速度被抵消为止。陀螺稳定回路如方框图虚线部分所示。

（撰写：梁棠文　秦俊发　审订：刘新华）

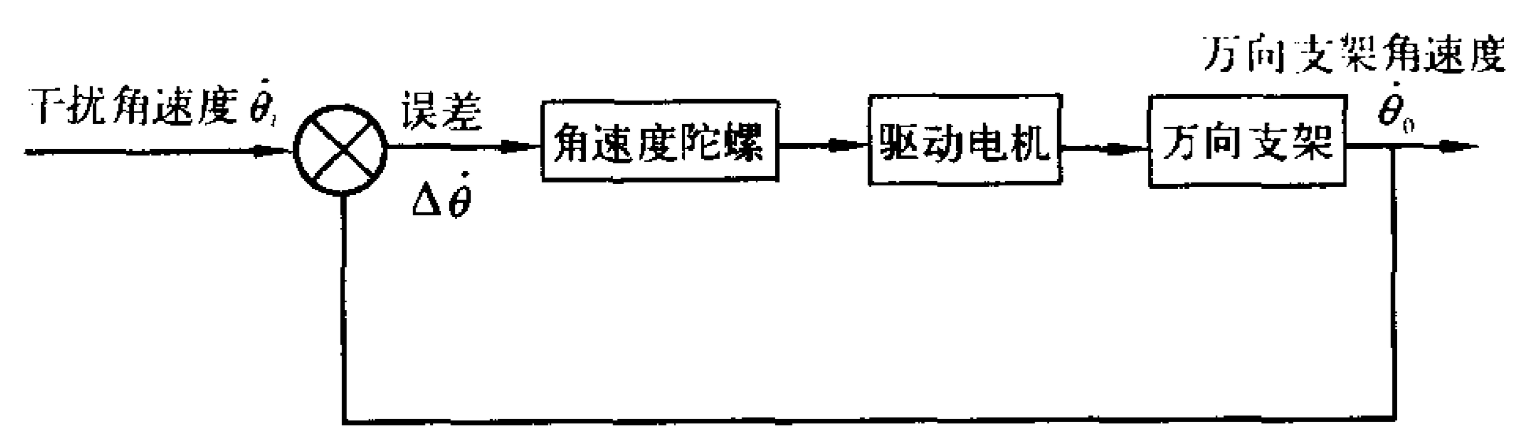
daoyintou suiji wucha

导引头随机误差 seeker random error 指导引头在利用适当的信号检测、估计目标参数（如目标的位置、速度、特征等）时所得到的值与实际值之差的随机分量。它是随机性的，除了统计意义外是不可预测的。在目标和环境一定时，可以通过优化导引头系统设计（包括所用信号和处理算法）在最大程度上降低这个随机分量的影响，但是在原理上是不能消除的。

（撰写：周顺林　审订：唐玉川）

daoyintou wending huilu

导引头稳定回路 seeker stabilizing loop 又称导引头陀螺稳定回路。隔离导弹姿态变化形成的干扰角速度，使导引头位标器的跟踪轴在惯性视线方向上保持稳定的回路。它适用于采用比例导引法，要求获得准确的惯性空间视线角速度测量的导弹制导。通常采用万向支架结构，位标器敏感器（天线等）、陀螺和伺服机构放置在支架上，形成陀螺稳定回路。在敏感器（天线等）上放置两个角速度陀螺传感器，通过陀螺分别敏感其在方位、俯仰两个方向上的干扰角速度与万向支架



导引头稳定回路方框图

角速度之差，产生的误差信号经功率放大，驱动电机，使万向支架产生与弹体干扰角速度相反的旋转运动，直到误差为零，支架的角速度抵消干扰角速度为止。万向支架也可以通过高速旋转敏感器（天线等），形成陀螺万向支架的转子，利用陀螺的定轴性，保持敏感器视线方向不变，以此隔离弹体扰动的影响，利用陀螺的进动性来跟踪视线变化。采用这种结构的万向支架，称为视线陀螺仪或动力陀螺仪。主要技术指标为去耦系数 K

$$K=\frac{\Delta\dot{\theta}}{\dot{\theta}_i}。$$

（撰写：梁棠文　秦俊发　审订：刘新华）

daoyintou xitong wucha

导引头系统误差 seeker system error 指导引头在利用适当的信号检测、估计目标参数（如目标的位置、速度、特征等）时所得到的值与实际值之差的固定分量。它是确定性的。在导引头系统配置（包括所用信号和处理算法）、目标和环境一定时，这个固定分量是可以预测的，因此在原理上是可以采取一定措施加以补偿和消除的。

（撰写：周顺林　审订：唐玉川）

daoyintou youxiao zuoyong juli

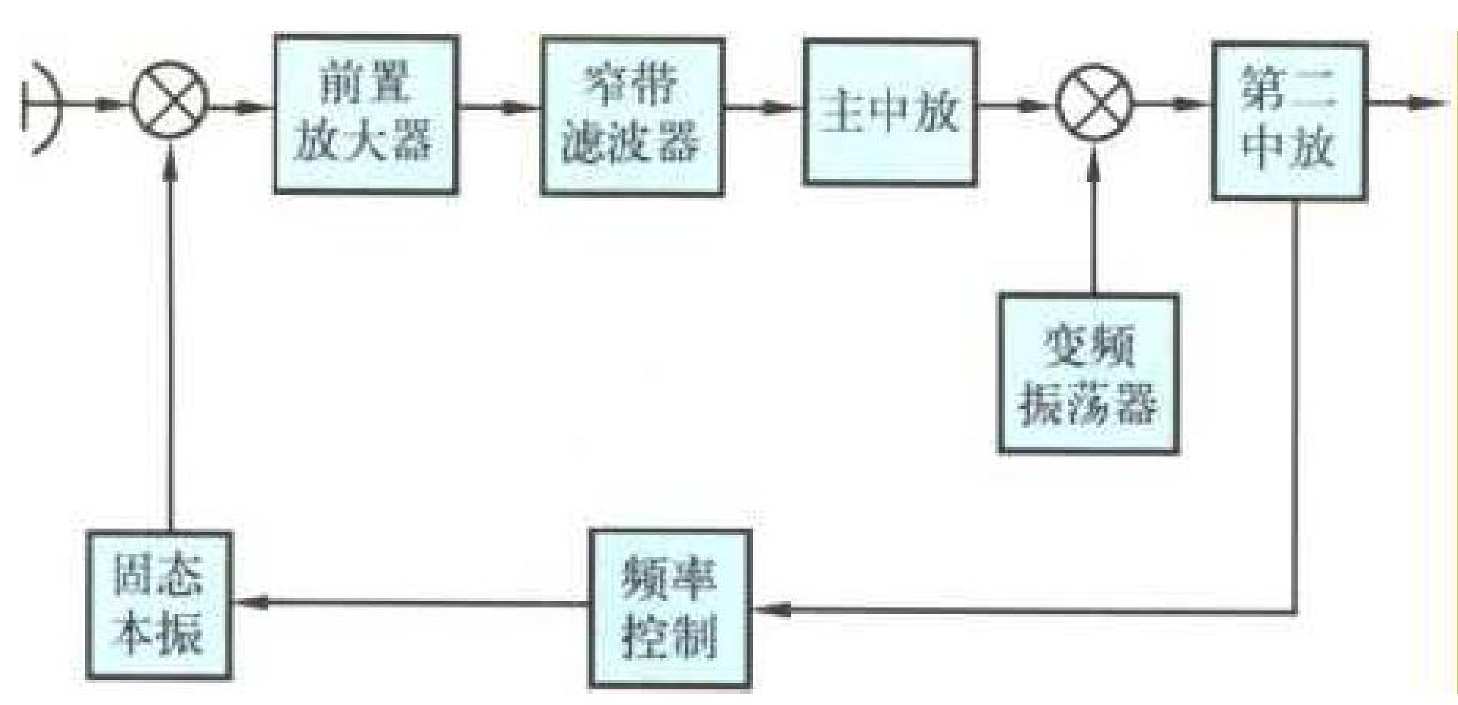
导引头有效作用距离 effective range of seeker 在规定的自然条件（如雨、雾）、飞行环境（如飞行高度）、目标背景（如地、海杂波）以及电磁和干扰环境下，在导弹飞行接近目标的末段，按照预先装定的条件截获目标的最大距离。从抗干扰的角度来看，希望雷达导引头尽可能缩短开机时间，以减小敌方发现后采取有效对抗措施的可能性。但随着导弹射程加大，雷达导引头开机点位置的散布也会加大。为了保证导弹在捕获目标后有时间修正角偏差，雷达导引头必须在一定的

距离以外捕获住目标。因此，必须提出雷达导引头捕获目标距离的要求。对主动式和半主动式雷达导引头来说，必须规定出目标的雷达截面积以及有关的统计特性。此外，在考虑最大捕捉距离时，对杂波（如海杂波）强度及虚警率的要求，也应作为前题条件提出。而对于被动（反辐射）型导引头来说，必须先给出目标辐射源有关数据。电视导引头捕获目标的最大距离与目标尺寸的大小、目标和背景的光能反差、外界照度、大气透过率、镜头焦距、成像器件灵敏度、弹体飞行高度等因素有关。对于红外导引头来说，必须先给出典型目标及特性：目标类型、目标温度特性和辐射特性、目标运动规律等；背景：背景类型、辐射特性和分布。

（撰写：殷善贤　审订：任子西）

daozhi jieshouji

倒置接收机　inverse receiver　指信号通道的频带采用一个前窄后宽的频带序列，实现“倒置”接收的接收机。在普通接收机中，信号通道的频带在高频部分最宽，中频部分次之，视频部分最窄，构成一个由前至后顺序频带选通“漏斗”。如果把这种顺序倒置过来，把窄的“漏斗”放在前端中频处，即在前置中放之后采用通带很窄的晶体滤波器，则能形成一个



倒置接收机原理图

前窄后宽频带序列，构成“倒置接收机”，如图所示。与一般接收机相比，倒置接收机能够及早剔除直通信号、地杂波和干扰信号的影响；降低对后级动态范围的要求；消除许多可能的失真因素；因没有多重变频，电路结构比较简单。因此，它在连续波和脉冲多普勒雷达导引头中得到广泛应用。实现倒置接收机的关键技术，是在中频频率上插入一个高选择性窄带晶体滤波器，并通过低噪声高稳定度电调微波本机振荡器闭合多普勒跟踪回路。

（撰写：梁棠文　吴佩伦　审订：郝祖全）

daozhuanghan jishu

倒装焊技术　flip chip bonding (FCB) technology　又称倒扣焊技术。IC芯片面朝下，与封装外壳或布线基板直接互连的一种技术。与丝焊（WB）、载带自动焊（TAB）等其他芯片互连技术相比较，其互连线短、寄生电容和寄生电感小，芯片的I/O电极可在芯片表面任意设置，封装密度高，因此更适于高频、高速、高I/O端的大规模集成电路（LSI）、超大规模集成电路（VLSI）和专用集成电路（ASIC）芯片的使用。倒装焊需要在芯片的I/O电极上制造凸点，凸点的结构和形状多种多样。凸点按材料分有Au、Ni/Au、Cu、Cu/Pb-Sn、In、Pb-Sn和聚合物凸点等多种，其中Au凸点和Pb-Sn凸点最为常用。根据倒装焊互连工艺的不同，倒状焊技术主要分为以下3种类型：焊料焊接法、凸点热压法和树脂粘接法。焊料焊接法利用再流焊对Pb-Sn焊料凸点进行焊接。凸点热压法利用倒装焊机对诸如Au、Ni/Au、Cu等硬凸点进行焊接。倒装焊机的压焊头可加热并带有超声，同时承片台也对基板加热。在加热、加压和超声到一定时间后，就可完成芯片上所有凸点与基板焊区的焊接。树脂粘接法可用多种不同的树脂粘接剂。导电胶可以粘接带凸点的芯片，也可以作为凸点材料使用。各向异性导电胶薄膜（ACF）主要用于液晶显示器与IC芯片的连接。绝缘树脂粘接剂也可用于倒装焊技术，它主要起粘接作用，电连接是通过芯片上的凸点和基板上的焊区之间紧密的物理接触来实现。

（撰写：李自学　审订：刘佑宝）

de'erta xilie yunzai huojian

“德尔它”系列运载火箭　Delta series launch vehicle　美国的系列运载火箭。该系列于1960年5月13日首次发射，40年来已发展了19种型号，地球同步转移轨道运载能力从最初的45 kg提高到了目前的3.8 t。目前正在使用的是“德尔它”2和“德尔它”3，正在研制的是具有多种配置的“德尔它”4子系列。“德尔它”系列运载火箭在卡纳维拉尔角和范登堡空军基地发射。“德尔它”2为三级运载火箭，包括6925型和7925型两个型号，根据需要也可使用两级配置（6920型和7920型）。它捆绑9台固体火箭助推器。7925型地球同步转移轨道运载能力为1.8 t。“德尔它”2于1989年投入使用，用于低地轨道、地球同步转移轨道卫星和空间探测器发射任务。美国空军的全部“全球定位系统”（GPS）卫星都是由“德尔它”2发射的。截止到2000年底，“德尔它”2共发射89次，失败2次，成功率高达97.8%。“德尔它”3是在“德尔它”2的基础上研制的大型运载火箭，可以把3.8 t的有效载荷送入地球同步转移轨道。它采用了新型低温推进剂上面级，加大了9台捆绑固体火箭助推器的尺寸。“德尔它”3于1998年8月和1999年5月发射2次，均失败。2000年8月第3次发射成功。“德尔它”4子系列采用新研制的通用模块式第一级，所用RS-68氢氧发动机海平面推力为2889 kN。它有5个型号，其中的重型“德尔它”4采用3个通用模块，地球同步转移轨道运载能力在13 t以上。截至2000年底，“德尔它”系列运载火箭已发射282次，失败15次，成功率94.7%。



“德尔它”3运载火箭

（撰写：孙广勃　审订：李双庆）

dengji gongyue

《登记公约》　registration convention　国际空间法之一。全称《关于登记射入外层空间物体的公约》，1974年11月12日联大通过，1975年1月14日开放供签署，1976年9月15日生效。主要内容为：(1) 发射国在发射空间物体进入或越出地球轨道时，应设置适当的登记册登记该空间物体，并将设置登记册一事通知联合国秘书长；(2) 空间物体有两个或两个以上发射国时，应决定由其中哪一国登记该空间物体；(3) 联合

国秘书长应保持一份登记册，并充分公开、听任查阅；(4) 登记国应在切实可行的范围内尽快向联合国秘书长提供有关登记入册的空间物体的信息，包括发射国名、标志或登记号码、发射日期、地点、基本轨道参数、空间物体的一般功能；(5) 登记国应随时向联合国秘书长提供有关已登记的空间物体的补充信息。

（撰写：朱毅麟　审订：侯深渊）

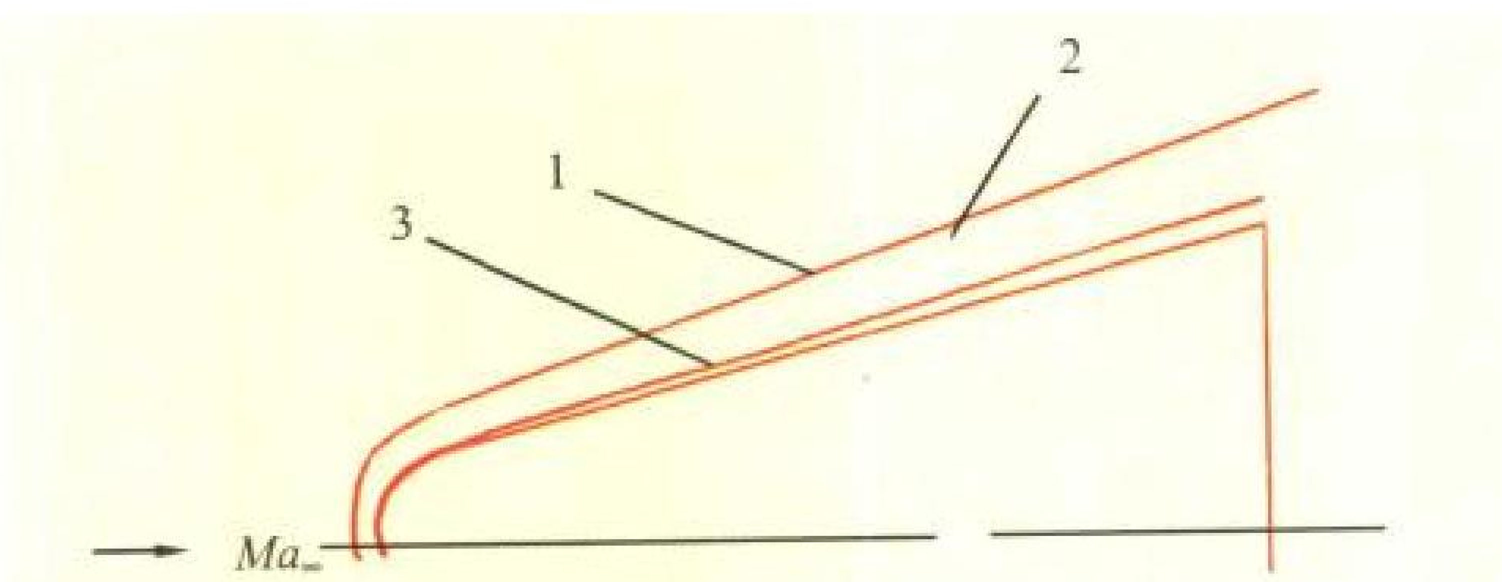
dengdian jujiao

等电聚焦　isoelectric focusing (IEF)　进行蛋白质分离分析研究的一种具有很高分辨率的电泳技术。其基本原理是利用蛋白质分子或其他两性高分子的等电点的不同，首先在凝胶柱中加入两性电解质载体，从而使凝胶柱产生pH梯度，当带电荷的蛋白质等两性高分子在此体系中泳动时，不同的分子即移动到或聚焦于与其相当的等电点pH位置上。利用此法可将等电点只相差 0.01～0.02 pH 单位的两性分子分开，该方法主要用于蛋白质（如各种酶制剂）等两性高分子的分离纯化研究，在制药工业上有较大的应用前景。在空间科学研究中，利用等电聚焦的方法，可以进行生命细胞的分离和浓缩，产生医学上的重要物质，还可以提取地面不能提取的疫苗、病毒和干扰素，为一些疑难病症提供新的预防和治疗药物。

（撰写：易继财　审订：梅曼彤）

denglizi qiaotao

等离子鞘套　plasma sheath　带有大量带正电的离子和带负电的自由电子的电离激波层。再入飞行器以超高速返回大气层时，会在飞行器钝头体前产生一弓形脱体激波。脱体激波绕飞行器向后延伸，在激波阵面与物面之间的区域形成激波



等离子鞘套示意图

1—弓形激波；2—等离子鞘套；3—边界层

层。在稠密大气层中做超高速飞行时，飞行器头部壁面附近的气流温度会高达几千甚至上万摄氏度。炽热的气流会对物面产生强烈的对流气动加热。在激波层中，尤其是在头部区域，处于高温高压下的空气分子会被激发，使 O_2 和 N_2 分子发生分解和电离，从而使从头部到身部的激波层中含有大量的带正电的离子和带负电的自由电子。在邻近物面的边界层中，电子密度往往达到最大值。当物面产生烧蚀时，烧蚀材料中含有的微量碱金属会随着烧蚀质量损失注入到边界层中，并释放大量的自由电子。这些带电粒子会产生强烈的电磁场效应。这种具有大量带电粒子的激波层就是等离子鞘套。它就像一个具有大量带电粒子的鞘壳一样，套在飞行器周围，导致无线电信号发生畸变或中断。

（撰写：孙洪森　审订：安复兴）

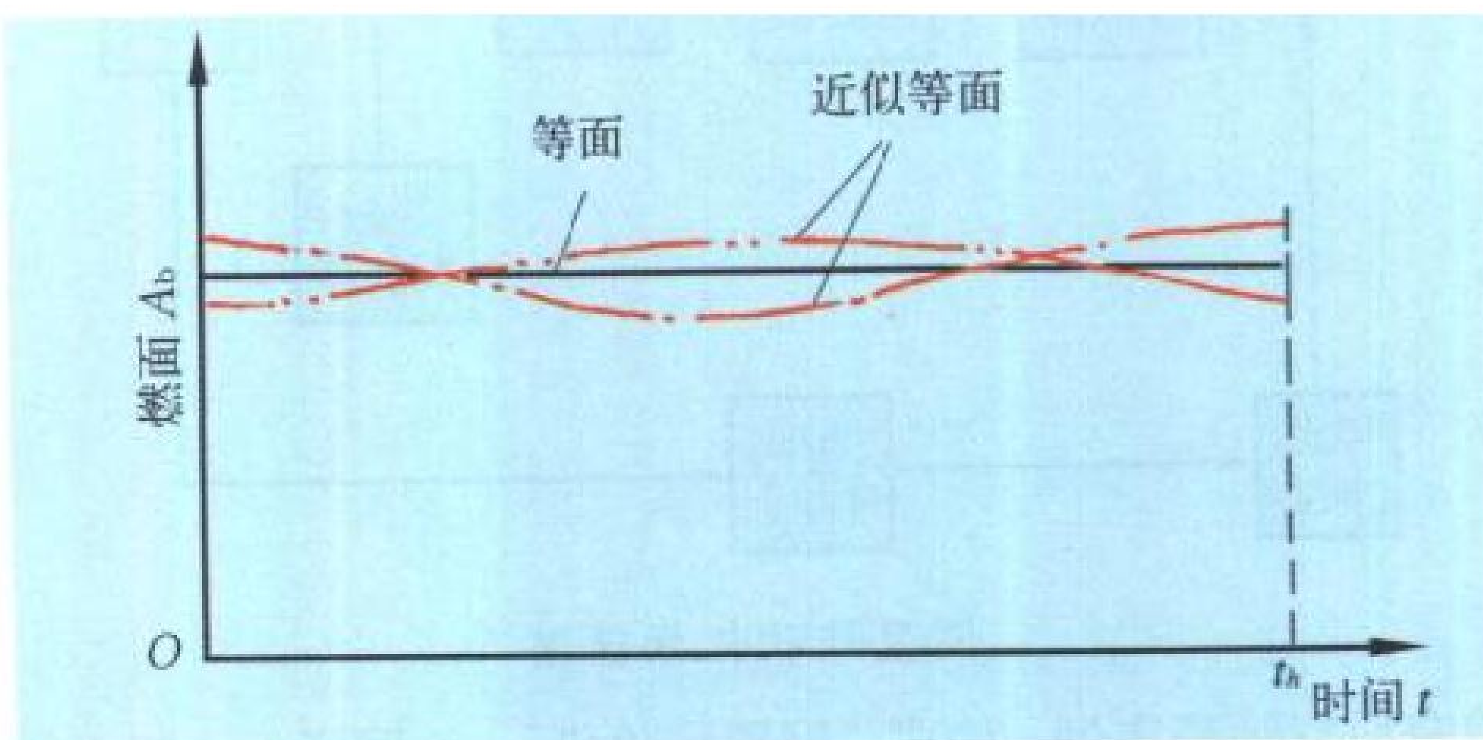
dengliziti fadongji

等离子体发动机　plasma engine　又称等离子体推力器或电磁发动机。离化成等离子体的推进剂经磁场加速喷射而产生推力的一种电磁型电火箭发动机。等离子体发动机分为脉冲等离子体发动机、静态等离子体发动机和磁等离子体动力发动机等。前一种的推进剂常用固体聚四氟乙烯，后两种的推进剂常用氙或肼。经脉冲或直流放电使推进剂离化成等离子体，放电电流与自感磁场或附加磁场相互作用产生的洛伦兹力，将等离子体加速喷出。与离子发动机相比，等离子体发动机推力密度大，体积小，无需栅极和中和器，但效率较低（低于30%），羽流扩散角较大（约40°）。脉冲等离子体发动机适用于小卫星的精确姿态控制、阻力补偿、位置保持和轨道转移。静态等离子体发动机和磁等离子体动力发动机适用于大中型航天器的位置保持、轨道转移和星际航行。

（撰写：黄良甫　审订：吴国富）

dengmian ranshao

等面燃烧　neutral burning　又称恒面燃烧或中性燃烧。药柱燃面随燃烧时间保持不变或基本不变的燃面变化规律。通常固体火箭发动机大多要求为等面燃烧或近似等面燃烧（如最大燃面／平均燃面≤ 1.10），以降低燃烧室压强的峰值比，减小压强、推力的变化范围，有利于发动机壳体强度的充分利用和减小发动机结构质量。端面燃烧药柱、内外侧面燃烧管形药柱都可获得较好的等面燃烧；星形、车轮形、锥孔形、翼柱形等各种药柱均可实现近似的等面燃烧。等面燃烧是固体



等面燃烧的燃面随时间的变化曲线图

火箭发动机中应用最广泛的一种燃面变化方式。等面燃烧的燃面随时间变化曲线如图所示。

（撰写：黄坚定　审订：黄祖蔚）

dengxiao quanxiang fushe gonglü

等效全向辐射功率　equivalent isotropically radiated power (EIRP)　天线的发射增益与馈入的功率之积。英文缩写为EIRP。其物理意义是：为保持同一接收点的接收电平不变，用理想的无方向性天线（即等效全向天线）代替原天线时，天线所辐射的功率。等效全向辐射功率一般用分贝瓦（dBW）或分贝毫瓦（dBm）表示。在通信卫星上，等效全向辐射功率是转发器系统的重要参数，是衡量通信卫星通信能力的主要指标。目前通信卫星的 EIRP 多在 30～50 dBW 之间。

（撰写：刘　波　审订：高选正）

dibiya changping fashe

低比压场坪发射　low specific pressure pad launching　使场坪承受的比压较低的一项发射技术。对弹射发射方式而言，导弹发射筒弹射导弹产生的后坐力会传递至发射场坪，由场坪承受，其值取决于导弹出筒所需达到的速度和导弹质量，亦即取决于导弹在筒内的内弹道参数和导弹质量。场坪单位面积承受的压力（比压）还与发射筒与场坪的接触面积有关。

当导弹质量不变时，降低导弹弹射出筒所需的速度或增大发射筒触地面积，即可减小场坪承受的比压，实现低比压场坪发射。低比压场坪发射可降低对场坪的要求，从而可提高导弹武器的快速反应能力和射前生存能力。

（撰写：吴虎根　审订：包元吉）

diceng fangyu sheshi

低层防御设施　low level defense facilities　专门用于防御处于飞行弹道末段的来袭战术弹道导弹弹头的全部设施的统称。低层防御设施的作战空域、保卫面积小，属于点防御。低层防御设施通常有两种：一种独立组成低层防御完成作战任务；另一种与高层防御组成高低两层防御。这里所指的是第一种。低层防御设施主要包括：预警网（含卫星、地面预警雷达网），为低层防御提供来袭目标信息以确定落点及预警时间；地面制导雷达，完成远距离探测和跟踪目标，提供精确的目标运动信息，跟踪引导拦截弹拦截目标，向作战管理系统提供识别目标和进行杀伤效果评估的数据；拦截弹及其发射控制系统，执行拦截弹的发射，完成对目标的拦截杀伤；指挥、控制、通信、情报系统，主要负责任务规划协调和执行拦截弹作战，提供发射诸元和下达作战命令，依靠其话音与数据能力，将制导雷达与发射车分散部署，以提高生存能力和扩大防御区域；提供与其他防空系统的接口，以便实施联合作战等。上述这些设备通过系统集成组成一个自动化程度很高的系统，最终完成低层防御所应负担的任务。

（撰写：温美娇　审订：熊新平）

diceng lanjie

低层拦截　lower-tier interception　拦截处于大气层内低层的弹道导弹。拦截的高度范围通常在35 km以下，与助推段拦截、高层拦截等一起组成多层次的拦截系统，是多层弹道导弹防御系统中最低层的拦截方式。对近程弹道导弹来说，由于其总的飞行时间很短，低层拦截是最主要的拦截方式。低层拦截的特点有：目标弹头已通过大气过滤，可区分出轻诱饵弹头；高速目标再入稠密大气层时具有很强的红外辐射和等离子体的散射，易于发现和跟踪弹头；低层拦截时由于大气较稠密，拦截弹可采用气动力控制和气动力加燃气动力的混合控制。另外，目标在大气层内可能有较大的突防机动。美国的战区导弹防御系统中的“爱国者”PAC-2、PAC-3和“海军区域防御系统”是组成低层防御的核心部分。其中“爱国者”PAC-3的最新改进型为末段采用毫米波主动寻的制导的动能拦截弹，其制导精度可达到直接碰撞的要求，能对付射程在1500 km以下的弹道导弹的袭击。该导弹的起飞质量为304 kg，最大拦截高度为25 km，最大拦截距离为30 km。美国“海军区域防御系统”是以海军“宙斯盾”作战系统和“标准”-2ⅣA型导弹为基础组成的海基战区导弹低层防御系统，最大拦截高度可达35 km，最大拦截距离可达120 km。

（撰写：张志鸿　审订：林玉琛）

diguidao huanjing

低轨道环境　low orbit environment　运行在较低高度上（通常指1000 km及其以下范围内）的卫星等航天器所遭遇的太空环境。低轨道是应用卫星密集的区域，该区的环境主要由地球引力场、高层中性大气环境、电离层等离子体环境、沉降粒子环境、地磁场环境、辐射带和宇宙线构成的高能粒子环境、流星体环境、空间碎片环境以及太阳电磁辐射环境等组成。这些环境因素会对航天器的运行及其有关系统的工作产生重要影响，尤其是高层中性大气的阻力、原子氧的剥蚀和空间碎片的撞击的影响远较其他轨道区严重。

（撰写：古士芬　审订：都亨）

digui weixing yunzai huojian

低轨卫星运载火箭　low-earth-orbit satellite launch vehicle　用于将卫星等各类航天器送入距地球较近的轨道（低地球轨道）的运载火箭。低地球轨道位于地球表面上空数百千米到1500 km。用一枚运载火箭可以把质量相当大的有效载荷送到



中国“长征”2号E捆绑式运载火箭

这种轨道上。如中国的“长征”2号E运载火箭是专门设计用来发射低轨卫星的，若要向地球同步转移轨道发射卫星必须增加一个上面级。低轨卫星运载火箭可用于发射气象卫星、资源卫星、侦察卫星、飞船及空间站舱段等各类低轨航天器。近年来，国外还利用各种运载火箭将小型卫星送入低地球轨道，组成卫星星座，提供移动通信服务。

（撰写：才满瑞　审订：朱维增）

dijindian

低近点　lower-altitude near-range point　防空导弹拦截空域中在最低拦截高度上的最小斜距点。防空导弹的最小拦截斜距取决于导弹的受控时间、初始散布、过载特性和安全性要求等因素。在垂直平面内低近点是以最小拦截斜距为半径、发射点为原点作圆弧与最小拦截高度线的交点。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

dikong chaodikong fangkong daodan

低空超低空防空导弹　low and very low altitude air defense missile　作战高度下限在50 m以下，上限低于6 km的防空导弹。它与低空超低空防空导弹武器系统的其他作战设备一起完成防空作战。早期的低空超低空防空导弹的作战高度下限在50 m左右，20世纪80年代后的地面低空超低空防空导弹的作战高度下限已低至10 m。舰上低空超低空防空导弹“海响尾蛇”和“巴拉克”的作战高度下限分别为4 m和5 m。为了提高抗干扰能力，导弹采用雷达和光电等多传感器并行复合制导。弹上引信和导引头对地（海）杂波要有较强的抑制能力。

（撰写：林玉琛　审订：张志鸿）

dikong lanjie wuqi

低空拦截武器 low altitude interceptor weapon 用以在稠密大气层内（高度在30 km以内）拦截弹道导弹的武器。其拦截器主要依靠气动力来实现控制和机动，适于点防御作战。虽然它也可以对付低空（大气层内）气动力目标，但主要用于对付来袭的弹道导弹。为了提高终端控制精度，保证有效摧毁目标，低空拦截武器必须缩短控制响应时间，因此，小型高效低空拦截武器在研制中大力发展直接侧向力控制技术，例如美国的“爱国者”PAC-3导弹。

（撰写：成楚之 审订：金玉华）

dimidu shaoshi cailiao

低密度烧蚀材料 low density ablative material 密度很低（一般低于1 g/cm³）的烧蚀防热材料。低密度烧蚀材料是一种用填料增强酚醛树脂、环氧树脂或有机弹性体等的复合材料，密度很小，而比热容高，热导率低，隔热效率很高，适用于高焓、低热流、再入加热时间较长的弹道式或半弹道式再入热环境，可用于飞船和返回式卫星的防热结构。为了降低材料密度，提高隔热性能，可将空心小球（如酚醛树脂小球、玻璃小球或碳小球）混入预聚体；还常加入一定量的短纤维（如石英纤维、高硅氧纤维、硅酸铝纤维、玻璃纤维和碳纤维），以提高烧蚀后碳层强度和气动外形稳定性。材料可分为弹性体低密度烧蚀材料和碳化型低密度烧蚀材料两大类，前者以硅橡胶为基体，如甲基硅橡胶低密度烧蚀材料和苯基硅橡胶低密度烧蚀材料，在热流低于1672 J/(cm²·s)使用时热性能较好；后者以环氧或酚醛—环氧树脂为基体，如环氧低密度烧蚀材料和酚醛环氧低密度烧蚀材料，在热流高于1672 J/(cm²·s)使用时热性能较好。

（撰写：韩鸿硕 审订：王晓峨）

dipangban tianxian jishu

低旁瓣天线技术 low sidelobe antenna technology 天线抗干扰的一种非常有效的技术手段。可用于对抗主瓣以外的各种有源干扰，在发射状态还可作为抗反辐射导弹的有效手段之一。通常将旁瓣电平低于−30 dB的天线称为低旁瓣天线。为获得天线的低旁瓣，采用的主要技术手段是精确设计、精密加工和精确安装。常用的低旁瓣天线有低旁瓣反射面天线、低旁瓣裂缝天线、低旁瓣阵列天线和低旁瓣相控阵天线。低旁瓣反射面天线有双反射面天线和单反射面天线，常采用偏置反射面天线和双反射面天线来实现反射面天线的低旁瓣。裂缝天线是应用较早的一种低旁瓣天线，它可以精确设计、精密加工和精确测试，通过精确设计和加工裂缝的参数可得到低旁瓣和超低旁瓣。低旁瓣阵列天线有低旁瓣振子阵和低旁瓣波导阵。在低旁瓣阵列天线的设计中，必须精确设计阵列天线的馈电网络，控制天线的幅度和相位误差，在阵列天线的设计中，还需要考虑互耦的影响，最后采用天线馈线一体化设计。在低旁瓣相控阵天线设计中，除了要控制移相器的幅相误差和馈电网络的幅相误差外，还需要考虑扫描时天线的互耦，尽量选用互耦小的辐射单元。另外，在处理天线信号时，可采用数字波束形成技术，获得低旁瓣和超低旁瓣。

（撰写：匡 勇 审订：张志衡）

dipin zhendong

低频振动 low frequency vibration 一般指振动频率较低、振动幅值很大、极具破坏性的振动。它既是低频振动环境，又是结构对扰动力的动态响应和反馈。它包括运输振动、竖立在发射台上时的风激振荡、导轨上斜发射动态响应、纺锤形或锥柱裙头型卫星整流罩在跨声速飞行时由激波振荡引起的箭/弹体抖振、细长体弹体在q_{max}时弯曲和扭转耦合低频振动、舵面自激振动或颤振、卫星太阳能帆板低频挠曲振动、火箭结构的纵向振动频率与推进剂输送系统的频率耦合时激起的纵向耦合振动（POGO）以及涡轮泵转速引起的局部结构谐振等。

（撰写：严孝安 审订：王心清）

ditezheng xinhao tuijinji

低特征信号推进剂 low-signature propellant 火箭发动机排气羽流的烟（一次烟和二次烟）和羽流的二次燃烧火焰（可见光、红外和紫外光）的辐射特征信号较低，或对导弹制导信号衰减低的推进剂。低特征信号推进剂技术是战术导弹武器系统实现“可靠制导、精确打击”的关键技术，是发射平台和武器系统做到“有效隐身、确保生存”的核心技术，是当今固体推进剂研究发展的方向之一。目前各国正在研究和开发的低特征信号推进剂品种主要有：改性双基低特征信号推进剂、叠氮低特征信号推进剂和硝胺类低特征信号推进剂。为了配合该类推进剂的研究，还相继开展了高能量密度材料、低特征信号衬层和绝热层技术、推进剂燃气低特征信号的检测与评估技术等项目的研究和开发。

（撰写：李谨卫 审订：王北海）

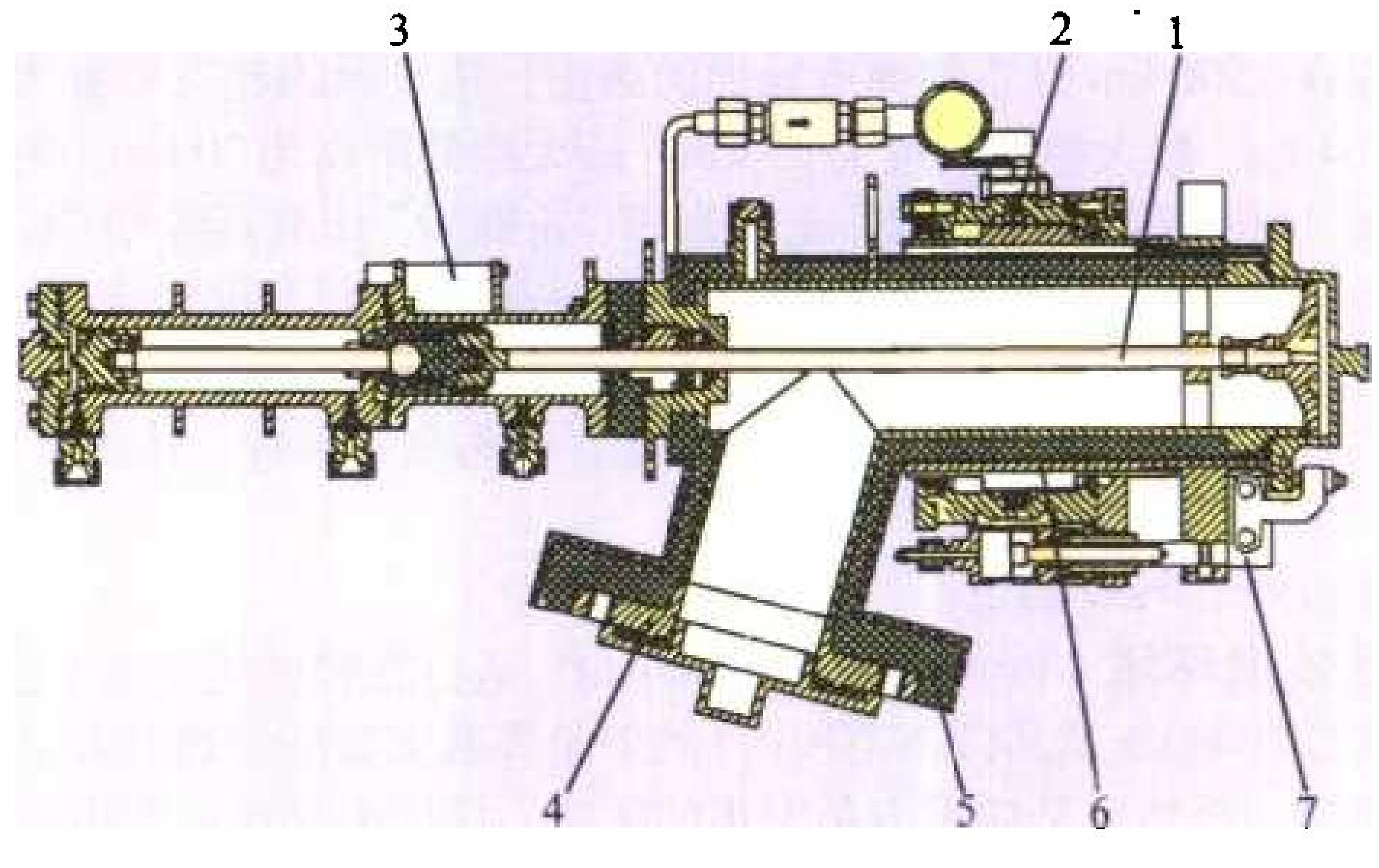
diwen diya shiyan

低温低压试验 low-temperature and low-pressure test 检验产品承受低温低气压环境综合作用的适应性的试验。将产品放入试验箱内，降到所规定的温度和压力，经一定时间后进行外观检查，并进行工作性能检测。随着飞行高度的增加，气压气温都逐渐降低。低气压会引起产品外壳漏气或漏液，击穿或电晕，材料物理性能和化学性能发生变化等。极低压力的主要效应是使有机材料产生放气作用，其结果是：一方面引起本身性能的改变，另一方面放出的有害气体侵蚀了附近的电气接点或光学零件。低温会引起金属部件的差异收缩，填料及衬垫弹性降低以及润滑油凝冻等。

（撰写：丁恕海 审订：王文忠）

diwen lianjieqi

低温连接器 low-temperature connector 又称低温推进剂连接器。地面低温推进剂加注系统管路与箭上加注阀门或排气



连接器主要结构示意图

1—打开和关闭机构；2—密封皮碗；3—信号装置；4—本体；5—绝热层；6—轴套总成；7—锁紧和分离机构

阀门之间的连接装置。在火箭发射过程中，地面低温推进剂加注系统通过低温连接器向火箭加注或从其泄出低温推进剂和排出低温推进剂蒸气。目前，我国在运载火箭发射中使用的低温连接器有3种，分别是液氢加泄自动脱落连接器、液氧加泄自动脱落连接器和氢氧排气自动脱落连接器。

（撰写：王彤宇　审订：周载学）

diwen tuijinji

低温推进剂　cryogenic propellant　在地面和空间使用环境温度下不可贮存，只有在极低环境温度下才能在贮箱内长期保持液态的推进剂。它属于不可贮存的推进剂。液氟、液氧和液氢都是低温推进剂。液氧／液氢推进剂组合是目前使用的比冲最高的液体推进剂，在大型运载火箭和航天飞行器上被广泛应用。液氟／液氢推进剂组合是化学推进剂中比冲最高的液体推进剂，但是由于液氟的高毒性和高腐蚀性，使得它及氟氧化物和氟氯化物至今未能得到实际应用。

（撰写：蒋凤翥　审订：胡平信）

diwen tuijinji huojian fadongji

低温推进剂火箭发动机　cryogenic propellant rocket engine　使用低沸点的低温推进剂的液体火箭发动机。液氧、液氢、液氟、液态甲烷和液态氟化氧等液化气体都属于低温组元。它们在常温、常压下需要采用特殊容器保存，如杜瓦容器和双层真空绝热贮箱等。容器所用的金属结构材料及非金属材料必须与组元相容，并且需具有良好的低温性能和特性，避免低温脆性。低温液氢／液氧火箭发动机是当前性能最好的实用型化学火箭发动机，广泛用于运载火箭的上面级。随着低温火箭发动机技术的成熟和发展，美国、前苏联、日本和法国等已相继研制成功大推力液氢／液氧发动机。氢氧火箭发动机已应用到大型运载火箭和航天飞机的芯级上，可从地面开始点火工作，直到入轨。今后大型航天运输系统的发动机将使用更先进的液氢／液氧发动机。

（撰写：袁耀章　审订：朱森元）

diyacang

低压舱　negative pressure chamber　模拟高空低气压环境的实验设备。可用于研究低压缺氧的影响及防护措施，对航天员进行高空缺氧耐力训练及医学鉴定。它由舱体、抽气系统、监控系统、供氧系统等部分组成。随着航天事业的发展，低压舱向专门用途延伸，如载人航天器座舱的环境模拟舱、航天服试验舱、应急生保试验舱、低压变温舱等。我国建成的低压变温舱，不但可以把舱压降到5.5 kPa（相当于20 km高空的压力），还可以把舱温控制在−10～45 ℃范围，用于研究不同高度与温度、湿度因素对人体的复合影响。

（撰写：张福冬　审订：魏金河）

diyuandian

低远点　lower-altitude long-range point　防空导弹拦截空域中最低高度时的最大作战距离点。一般而言，防空导弹武器系统在低空的作战距离主要受探测系统的低空特性影响，如由于地球曲率的影响，使目标处在当地地平面之下而探测不到，因此，架高探测天线或提高视线起点就可以扩大杀伤区的低远界。另外，低空作战时，无线电波的多路径效应也影响雷达等电子设备的性能，从而影响拦截空域低远点的距离。在早期的直瞄射击与制导方式下，防空导弹的低飞特性和最小发射角限制也是影响低远点距离的一个因素。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

dicichang moshi

地磁场模式　geomagnetic model　地磁场参量空间分布的定量描述。地磁场由起源于地球内部的基本磁场和起源于地球附近电流系的外源场组成。因此地磁场模式一般也分为两类：一类是描述基本磁场分布的基本磁场模式；另一类是描述外源场分布的外源场模式。地球的基本磁场可以表达为球谐级数和的形式，根据磁场探测数据拟合得到一组球谐级数的高斯系数，就可得到一个基本磁场的分布模式。目前国际上最通用的基本磁场模式是国际参照磁场模式。它是地磁和高空物理协会每5年根据地磁场的探测数据，给出一组高斯系数表示的基本磁场模式。外源场模式一般通过建立各种外部电流系的电流模型计算外源场的大小和分布。由于外源场变化复杂，用模式描述与时间相关的外源场很困难，目前尚无可以反映瞬时情况的外源场模式，只存在若干一定扰动条件下的平均外源场模式。在低轨道空间环境中，基本磁场是地磁场的主要部分，基本磁场模式就可较好地反映空间磁场的分布。6个地球半径以外，必须考虑外源场对地磁场的贡献。

（撰写：师立勤　审订：都　亨）

dici huodongxing zhishu

地磁活动性指数　geomagnetic activity index　简称地磁指数。表征在一定时间间隔内地磁场扰动程度的分级数字指示。时间间隔统一规范用世界时划分。由于地磁扰动起因及其现象非常复杂，一个简单的指数只能够反映地磁扰动活动的某一个或几个侧面，因此也就出现了若干不同的地磁活动性指数，主要有反映全球性地磁扰动的国际磁情指数，反映极光带地磁扰动的极光电集流指数，以及其他反映扰动程度的环电流指数、磁情指数等。不同的地磁指数用于不同的日地物理或环境现象和事件的统计研究。

（撰写：孔克典　古士芬　审订：都　亨）

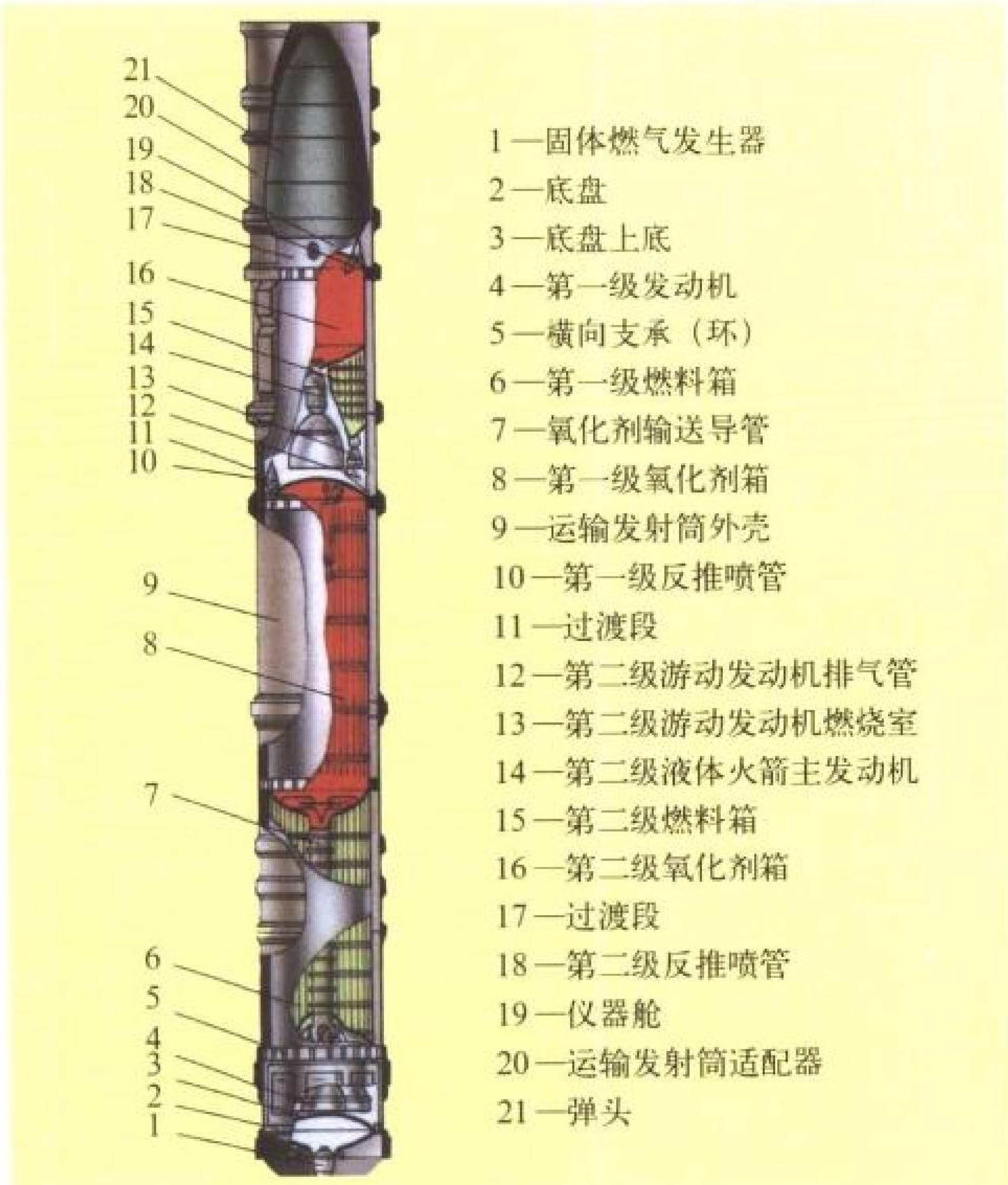
dici yichang

地磁异常　geomagnetic anomaly　又称磁异常。地磁场对中心偶极子磁场的偏离。它使得地球上某些相同纬度区域的磁场有着较大差异。比中心偶极子场的磁场强度强的磁异常区叫做正异常区；比之弱的叫做负异常区。磁异常是由于地磁场的内源受地壳结构的不对称、某些岩石或矿物磁性的影响而产生的。磁异常可以有不同的尺度，但尺度大小并不代表异常的大小，如南大西洋磁异常区是尺度最大的，而较小尺度的库尔克斯克的磁异常最大。因此在分析研究空间环境的扰动和航天器异常时，要特别留意磁异常及其特征。

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

didi zhanlüe daodan

地地战略导弹　ground-to-ground strategic missile　从陆地发射、攻击敌方陆上重要战略目标的导弹。包括战略弹道导弹和战略巡航导弹两类，属进攻性武器。它们的射程较远，通常都携带核弹头，用于攻击敌方重要的战略目标。这类导弹有的用固定的发射装置或设施发射，有的可用活动的发射装置发射。战略弹道导弹有近程、中程和远程之分。远程弹道导弹多为两级或两级以上，用火箭发动机提供动力，采用纯惯导和复合制导体制。在动力飞行段结束后，导弹按椭圆弹



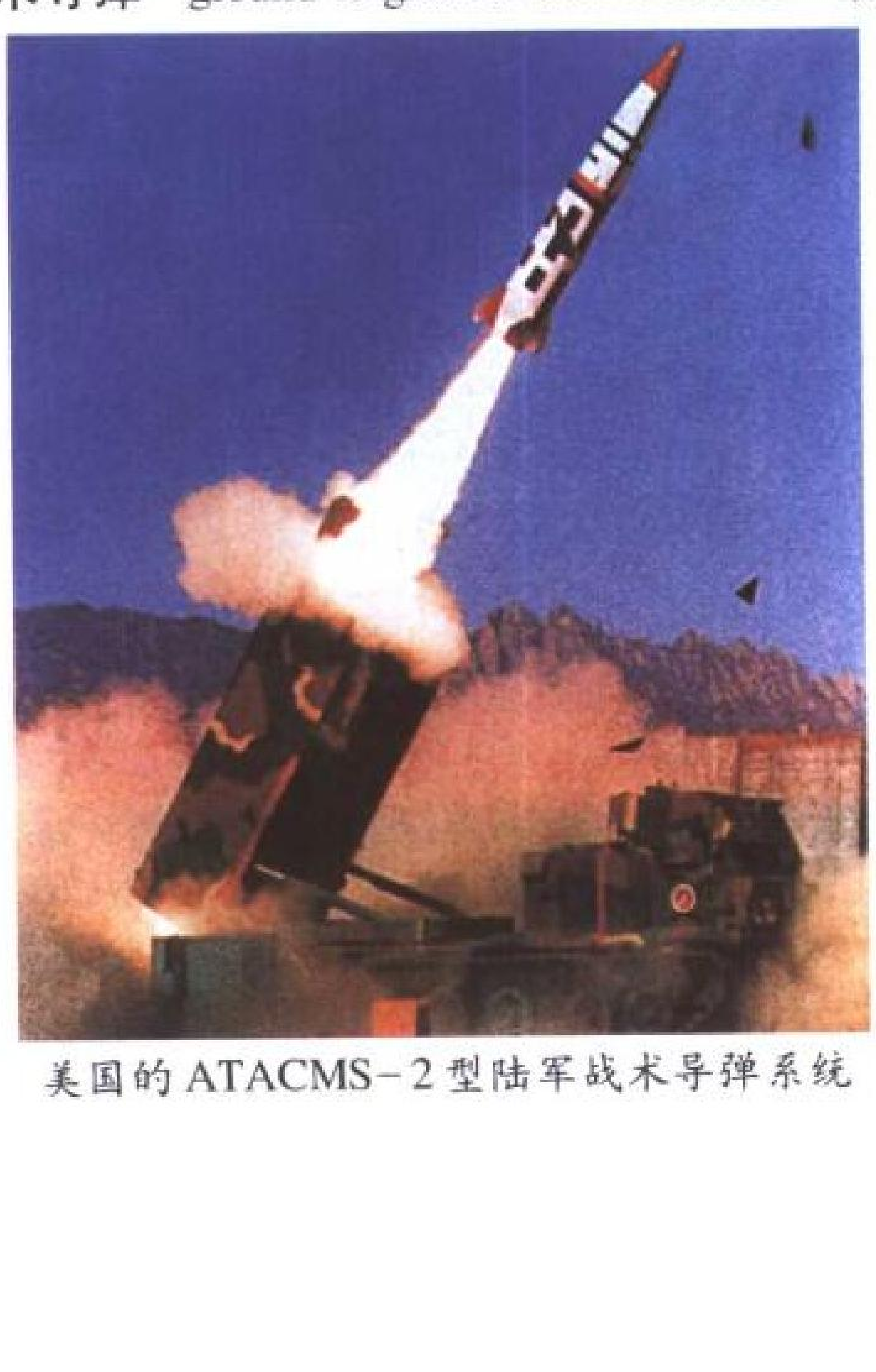
PC-20洲际弹道导弹（在运输发射筒内）

道飞行，中段和末段的制导、机动变轨和再入大气层后因气动阻力的影响都会使弹道略有变化。远程巡航导弹多以涡轮喷气发动机或涡轮风扇发动机为动力，以火箭发动机助推，一般采用复合制导系统。在巡航飞行时与地面保持一定的高度，巡航速度有的是亚声速，有的是超声速。地地战略弹道导弹，特别是洲际弹道导弹，因运载能力大、飞行速度高、突防和突击能力强而被军事大国作为“三位一体”的国家核威慑力量的基石之一。但英、法两国除了考虑生存能力因素以外，还因国土较小，为避免本土首先遭到核攻击而放弃了陆基战略核导弹，仅保留了海基战略核导弹。

（撰写：魏其勇　审订：刘宝镛）

didi zhanshu daodan

地地战术导弹　ground-to-ground tactical missile　从陆地发射、用于攻击敌方战役纵深目标，以实现战役和战术目的的导弹。地地战术导弹分为弹道式和有翼式（以巡航导弹为主）两类。按射程又可分为近程、中程和远程3类。可携带常规装药弹头和核弹头，以常规装药弹头为多。地地战术导弹所攻击的目标通常是一些对战役和战术有重大影响的、地处纵深的高价值目标，如机场、大型加油站、导弹阵地、指挥通信中心、交通枢纽、后勤中心、弹药堆集处、装甲编队和集结的部队等。“战略”和“战术”的划分以及战术导弹的射程范围在国际上没有统一标准，各国往往根据本国的作战原则来划分。有的将地地战术导弹射程定在1000 km以下。以往的地地战术导弹都是攻击地面的固定目标。随着寻的导引和控制技术的发展，地地战术导弹亦开始用来攻击活动目标，如携带智能反装甲子弹（BAT）的ATACMS-2型陆军战术导弹系统（见图）。地地战术导弹一般具有良好的机动性，其命中精度、全天候作战能力、抗干扰能力、突防能力和快速反应能力都在不断提高，并且能携带多种战斗部。

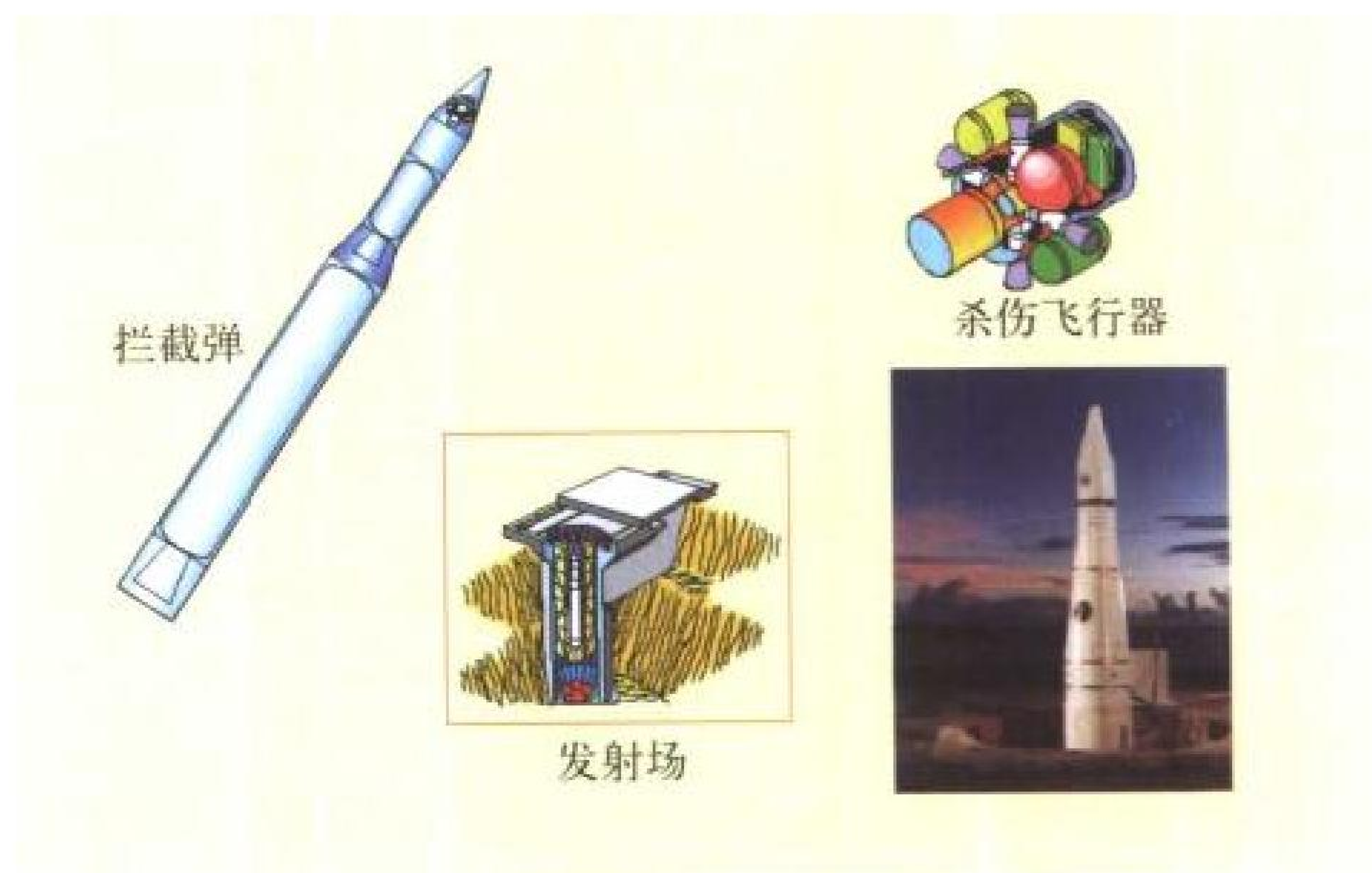


美国的ATACMS-2型陆军战术导弹系统

（撰写：魏其勇　审订：刘宝镛）

diji dongneng lanjie wuqi

地基动能拦截武器　ground-based kinetic interception weapon　从地面发射动能拦截器，用于防空、反导、反卫等作战任务的武器系统。武器系统一般由作战管理／指挥、控制、通信、情报系统（BM/C³I）、探测跟踪制导站及其预警／目标指示系统、动能拦截弹及其发射装置3大主要部分组成。



地基动能拦截武器系统组成

（撰写：万自明　审订：成楚之）

diji fanwei jiguang wuqi

地基反卫激光武器　ground-based laser anti-satellite system　放置在地面，将激光束射向空间卫星用以干扰卫星、致盲、破坏传感器或破坏光学系统、太阳能供电系统、温控设备等卫星元部件，从而破坏卫星正常工作的激光武器系统。美国开展地基激光反卫星研究工作已经多年。1997年10月在白沙导弹靶场用高能激光系统试验设施对微型探测技术卫星进行了首次激光反卫星试验。1998年美国国防部在国防技术领域计划的武器系统项目中以代号WE10.08发展此项目。目前的基本方案是以兆瓦级的化学氧碘激光器激光为能源，应用自适应光学技术对全程大气光学效应进行补偿，利用主动光学成像装置对目标精密跟踪，使用大口径光学发射望远镜进行光束控制。计划要求在3～5年内（2003年前）完成全尺寸的具有武器级性能并进行全程大气效应补偿的演示试验装置。

（撰写：计世藩　审订：徐品高）

diji jianshi genzong xitong

地基监视跟踪系统 ground-based surveillance and tracking system 部署在地面，执行探测、监视、跟踪、识别、火控支援和杀伤评价等功能的系统。它是导弹防御系统的重要组成部分。美国“国家导弹防御”(NMD)系统的地基监视跟踪系统包括地基雷达和改进的预警雷达。该地基雷达是一种X波段雷达，进行了抗核加固，具有一定程度的抗核效应能力，特别是具有抗高空电磁脉冲干扰能力。在拦截弹发射前，该雷达自主或根据其他探测器提供的信息搜索威胁目标。捕获到一个或多个威胁目标后，该雷达将跟踪它们，并依据威胁目标的特征信号，区分弹头和诱饵。当有足够的信息并满足一定条件后，NMD系统发射拦截弹。在拦截弹飞行期间，该雷达继续跟踪目标，以便获取更新的目标弹道和目标特征信号数据，引导拦截弹飞向目标。拦截交战之后，该雷达继续搜集数据，以便评价拦截和摧毁目标的效果。NMD系统改进的预警雷达用于探测和跟踪来袭目标并统计其数量。它们所获得的数据将增强地基雷达的探测能力。利用改进的预警雷达比制造和部署新雷达所需费用少。

(撰写：秦之瑾 审订：魏其勇)

dikong daodan

地空导弹 ground-to-air missile 从地面发射，用以拦截空中来袭目标的导弹。地空导弹是防空导弹的一种(参见防空导弹)。地空导弹构成地空导弹武器系统的一部分，它与地空导弹武器系统的其他设备一起完成防空作战任务。20世纪50年代开始研制的第一代中高空地空导弹，主要用于拦截中高空轰炸机和侦察机等。60年代中后期研制的第二代地空导弹，



VT-1地空导弹在发射中

多为低空超低空地空导弹，主要用来对付低空攻击的轰炸机和攻击机。20世纪70年代后出现了既能拦截飞机目标又能拦截导弹类目标的第三代地空导弹，如以“爱国者”和S-300为代表的全空域地空导弹，既可拦截飞机目标，又可拦截战术地地导弹；还有既可拦截飞机类目标，又可拦截反辐射导弹、空地导弹和巡航导弹等战术导弹目标的新一代低空超低空地空导弹，如新一代“响尾蛇”VT-1地空导弹等。

(撰写：林玉琛 审订：张志鸿)

dili xinxi xitong

地理信息系统 geographical information system (GIS) 采集、存储、管理、分析、传输、显示地理信息的计算机软硬件系统。它是分析、处理和应用海量地理数据的通用技术系统，一般由计算机、地理信息系统软件、地理数据库系统、分析应用模型、图形用户界面、系统人员与组织机构等几部分构成。地理信息系统在处理问题中使用了空间数据与属性数据两种数据，并通过数据库管理系统将二者联系在一起进行管理、分析和应用，这与只有属性数据库、不能进行有关空间数据操作的一般管理系统不同。海量地理信息的采集主要由各种对地遥感卫星(如气象卫星、资源卫星和测地卫星等)进行。发展空间遥感技术，获取空间数据，是建设地理信息系统的基础。经过多年的发展，地理信息系统已越来越广泛地应用于国民经济建设的各个方面，其应用潜力和效益巨大。

(撰写：李宝林 审订：周成虎 李双庆)

dili zuobiaoxi

地理坐标系 geographical coordinate system 用地理经度、地理纬度和高度为坐标的坐标系。地理经度为通过地球南北极的两个平面在赤道上的平面角(γ)，从格林尼治子午线起量，向东为正。地理纬度为赤道面与地球椭球体法线的夹角(ϕ)，从赤道起量，北半球为正。高度从地球椭球体表面沿着外法线度量。地面上一点的经度和纬度需用测量方法得出，用天文方法测量的叫天文经度和天文纬度；用大地测量方法在参考椭球面上推算的叫大地经度和大地纬度。同一点的天文经、纬度和大地经、纬度有微小差异。地图上用的都是大地经、纬度，所以一般都采用大地坐标来表示物体在地球上的位置。

(撰写：范秦鸿 审订：张荣保)

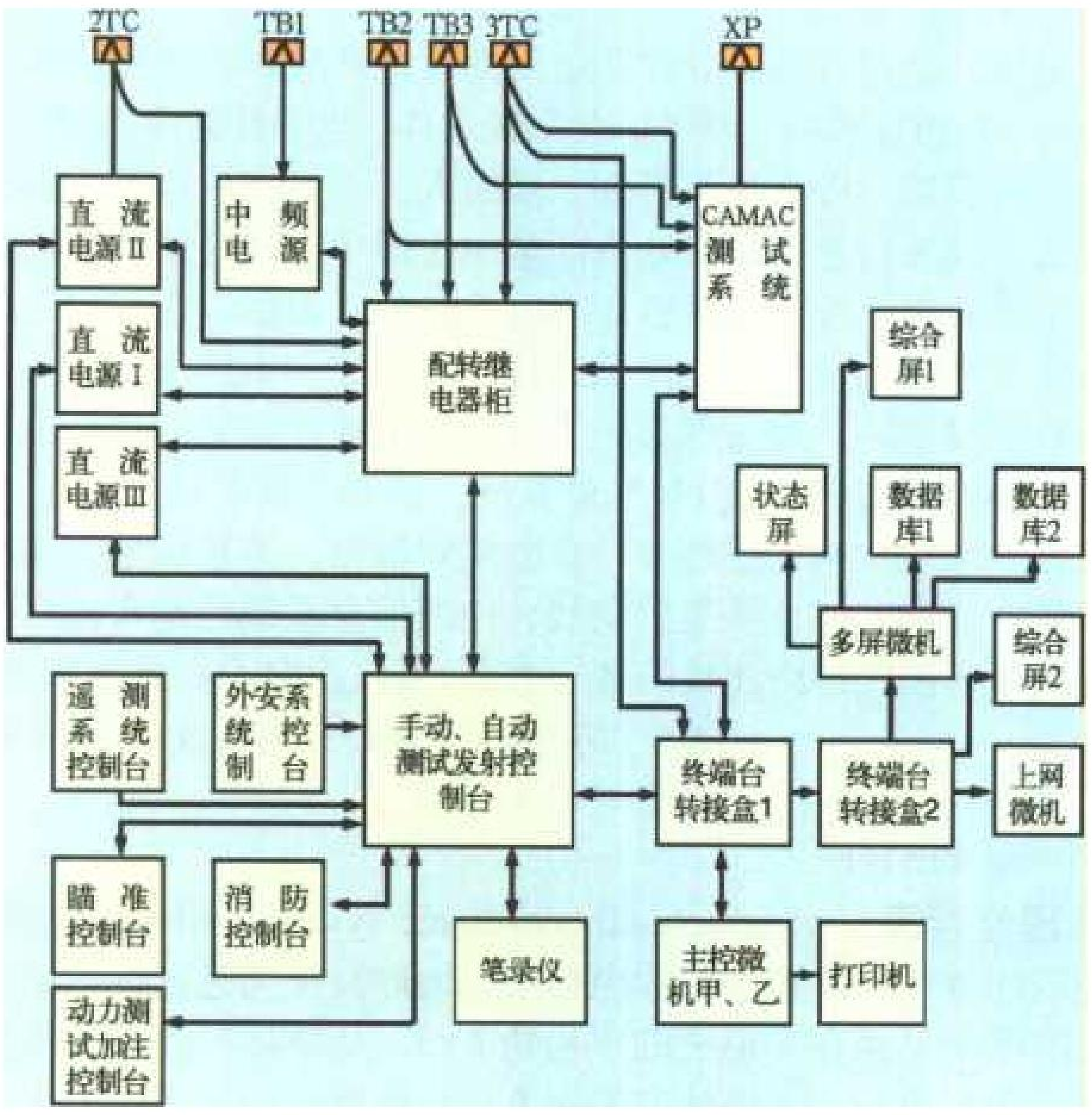
dimian baohuqu

地面保护区 coverage area of air defense 又称防空覆盖区。防空武器对来袭目标的杀伤空域在地面形成的覆盖范围。一般而言，为得到对特定区域内战略目标和战术目标的严密保护，地面保护区应由多种防空兵器组成的防空体系来形成。对于空气动力目标，除了特殊情况外，应相对360°的攻击方向进行防护，地面保护区应为航空兵制空权区域或主战型中远程防空导弹杀伤区在地面的投影区，减去边缘上其他防空兵器在低空不能封锁拦截目标的区域。对于弹道式导弹目标，由于来袭目标的再入角小，地面保护区往往是一个拖尾很长的大头椭圆区，所以也有人将它称为“脚印区”。

(撰写：成楚之 审订：林玉琛)

dimian ceshi fakong xitong

地面测试发控系统 ground test and launch control system 对运载火箭或地地导弹进行测试和发射控制的软硬件组合。现代的地面测试发控系统实际上是以地面计算机为核心的分布式系统，采用弹测与地测相结合的测试方案和自动与手动相结合的发射控制方式。地面测试发控系统的组成主要有电源配电、发控台、继电器柜、控制计算机、测试系统、测试与发控软件和电缆网等。它的功用可归纳成以下几个主要方面：(1)对火箭(导弹)飞行控制系统进行配电和转电，控制解锁、发射点火和紧急关机；(2)对火箭(导弹)电源配电系统、姿控系统、制导系统、安控系统、时序系统和发动机点火装置等系统进行动、静态参数测试，对全系统进行模拟飞行总检查，并对主要参数和曲线进行显示；(3)临射前对火箭(导弹)进行初始对准，包括惯性测量装置调平和方位瞄准、程序方位角计算、装定和检查，诸元准备计算以及弹道参数装定



地面测试发控系统分布图

和检查；(4) 对整个测试发控过程进行监控和显示，并通过计算机通信网路将信息传送给有关部门及上级指挥系统。

（撰写：潘绍珍　审订：常双穗）

dimian dingwei dingxiang xitong

地面定位定向系统　ground positioning and orientation system　确定地面动、静载体的方位、航向和经纬度的软硬件设备。它利用惯性器件工作原理，实时测量并给出动、静载体相对于地理坐标系的经纬度和方位。如陀螺罗经、平台罗经可以确定载体方位。三轴平台模拟地理坐标系（即台体与航行的当地水平面及当地北向重合）的平台惯导系统（含控制、测量、数据处理装置和显示装置），在给出初始经纬度后，可以实时测量并给出航行中任意点的方位、航向和经纬度。通过接收导航卫星信息或跟踪星光信息也可计算、确定用户的方位和经纬度。如美国海军的“子午仪”导航卫星系统以及目前美国的GPS和俄罗斯的GLONASS全球定位系统，只要有一个接收机（含天线、带软件的数据处理机和控制／显示装置）接收不少于4颗导航卫星的数据，就可以显示用户的经纬度。（撰写：潘绍珍　审订：崔鑫水）

dimian fashe shebei

地面发射设备　ground launch equipment　用于完成运载火箭或导弹发射准备与发射的各相关地面设备。不同类型导弹的地面设备区别较大。运载火箭的主要地面发射设备有发射台、起竖安装设备、起重设备、加注设备、测试发控设备、电气设备、调温设备、瞄准设备和辅助设备等。机动发射的地地导弹地面发射设备有：多功能发射车、中继车、电源车、瞄准车、测控车、指挥车和通信车等。

（撰写：潘绍珍　审订：常双穗）

dimian fenbianlü

地面分辨率　ground resolution　遥感器对地探测中发现、识别和目标分辨能力的一种表征值。对于不同类型的遥感器有不同的定义。对胶片型遥感信息载体相机，它为摄影分辨率的一对线宽度对应的地面距离(m)；对光电型遥感器，它为其有效瞬时视场对应的地面距离(m)；对微波型遥感器，它为天线波束宽度对应的地面摄影距离(m)。地面分辨率可在经光化学处理的原片上或数字图像恢复处理的模拟图像上，经专业性判读和计算得到其值。对有人工在地面设置的线状靶标（如三线靶标），可直接对影像目视判读，按下式求得地面分辨率

$$R_g = \sqrt{R_{gf} \cdot R_{gs}}$$

式中 R_g 为地面分辨率，R_{gf} 和 R_{gs} 分别为航向和旁向地面分辨率的算术平均值。对线状靶标，还可以利用调制传递函数计算方法得到遥感器的摄影分辨率，再根据摄影比例尺，得到地面分辨率。对人工设置的刃边靶标，用影像密度刃边垂直测量扫描与调制传递函数计算法相结合也可求得地面分辨率。还可对典型景物目标（如城市建筑物、机场和港口及其设施、飞机、舰船、车辆以及森林植被等）影像直接目视判读分析，专业判读人员根据目标及其细部特征的显示情况，对地面分辨率直接进行估值。上述判读和测量计算工作，应基于几十幅在不同摄影条件下以最佳处理手段获得的图像，最后以统计法绘出地面分辨率数据的高斯分布模型，由此才能获得更为准确的遥感器地面分辨率。（撰写：乌崇德　审订：周　峰）

dimian fugailü

地面覆盖率　ground coverage rate　遥感卫星对地球或低层大气进行光学或电子观测时，其实际观测区面积与用户要求的观测区面积之比。不同应用领域的遥感卫星，其用户要求的观测区域也不一致。全球遥感以全面、系统地研究全球性资源与环境问题为目标，要求提供覆盖全球的、多时相的图像和数据。区域遥感是以区域资源开发和环境保护为目标，要求提供覆盖该区域的、多时相的图像和数据。遥感卫星地面覆盖率总是与其对地面的重复观测周期相联系的，即地面覆盖率总是在一定的重复观测周期内进行统计计算。有些遥感卫星利用遥感器指向可控的功能，可以大大缩短对某一特定目标区域的重复观测周期。例如“资源”1号卫星在全球覆盖模式下，地面重复观测周期为26天；在利用CCD相机侧视功能的局部覆盖模式下，可实现对局部地区的3～5天重复观测，但这要以牺牲其他地区的观测机会为代价。

（撰写：常际军　审订：屠兰君）

dimian guiji chongfu guidao

地面轨迹重复轨道　recursive orbit of ground track　见回归轨道。

dimian lianshi

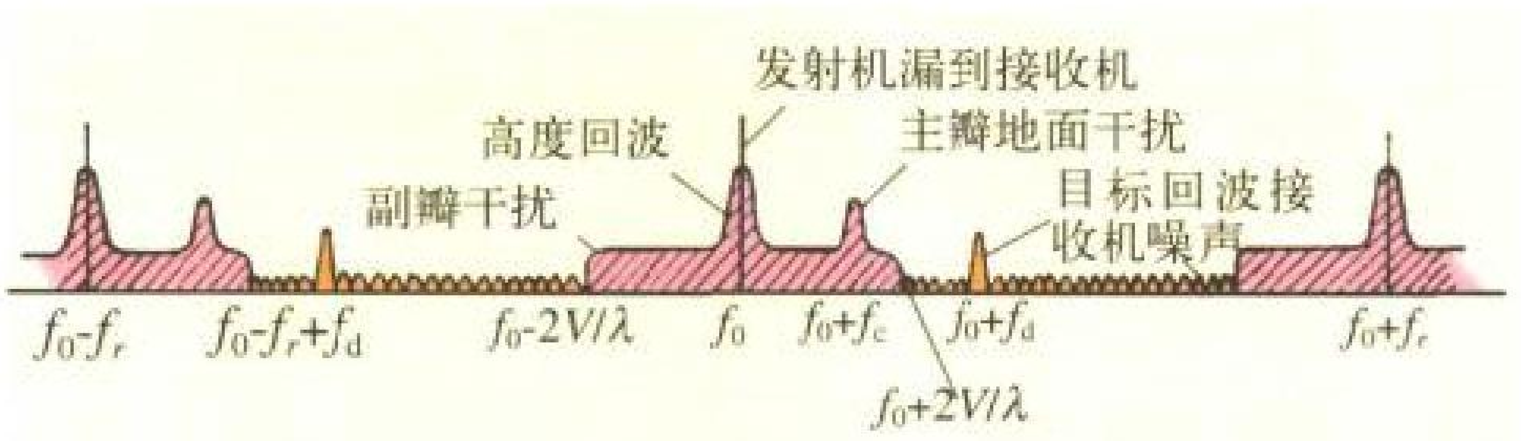
地面联试　ground integrated test　又称桌面联试、匹配试验。在导弹／运载火箭新型号研制初期对弹上仪器设备在“试验桌”上进行的协调性对接试验。地面联试主要考核弹／箭上各分系统设备间的齐套性及设备电气接口协调性，系统的功能、技术参数、工作时序、电磁兼容性、信号传递可靠性、工作协调性等。同时也协调、考核地面测试设备与弹上设备的工作协调性，时序控制的准确性及测试参数的正确性。地面联试可以分为各分系统及设备单元自检、两两对接、全系统联试几个阶段。其目的是检查弹／箭上各分系统是否满足总体设计要求。对于有末制导的导弹，根据研制阶段和导弹状态的不同，通常又分为自控段地面联试，自导弹地面联试以

及全制导系统地面联试。地面联试结束之后，弹／箭上设备可以交付给总装厂，进行总装及总装测试。

（撰写：顾益群　审订：高振中）

dimian zabo

地面杂波　ground clutter　雷达发射信号被人工的或自然的物体（如高山、海浪、建筑物、大烟囱、树等）反射而形成的雷达回波。如图所示的机载相参脉冲雷达的杂波和目标回波频谱结构可说明地面杂波的影响。机载下视雷达的杂波谱是指机载雷达下视时通过雷达天线主波瓣和副瓣进入接收机的地面或海面干扰背景的反射回波的频谱。由于机载雷达装设在运动的平台上，即随载机的运动而运动，即使固定的反射物，也因反射点相对速度不同而产生不同的多普勒频移。图中的高度回波就是当副瓣垂直照射机身下所引起的地面杂波反射，称为“高度线杂波”。当飞机作水平飞行时，高度杂波的频偏为零。由于副瓣有一定的宽度，故高度杂波也占有一定的频宽。因为距离近，高度杂波虽由副瓣产生，但较一般副瓣杂波的强度大。由发射机泄露所产生的干扰和高度杂波具有相同的频谱位置。图中f_0是雷达的载频，λ是对应的波长，f_d是目标的多普勒频移，f_c是地面杂波多普勒频移，f_r是重复频率，V是载机等高匀速直线飞行的速度。由于在脉冲工作时，频谱结构按重复频率f_r周期出现，因此只



机载下视相参脉冲雷达的杂波和目标回波频谱结构

画出了f_0附近一个重复频率范围内的情况。应当指出，频谱是按重复频率f_r周期出现的，如果f_r选得过小而使$f_r<(2V/\lambda)$，则相邻的副瓣杂波谱将产生重叠，使整个目标的检测均在较强的杂波背景上进行，不利于区分目标。

（撰写：殷善贤　审订：任子西）

diping zuobiaoxi

地平坐标系　horizontal coordinate system　坐标原点在地球表面，以通过该点的地平面为基本平面的坐标系。地平坐标

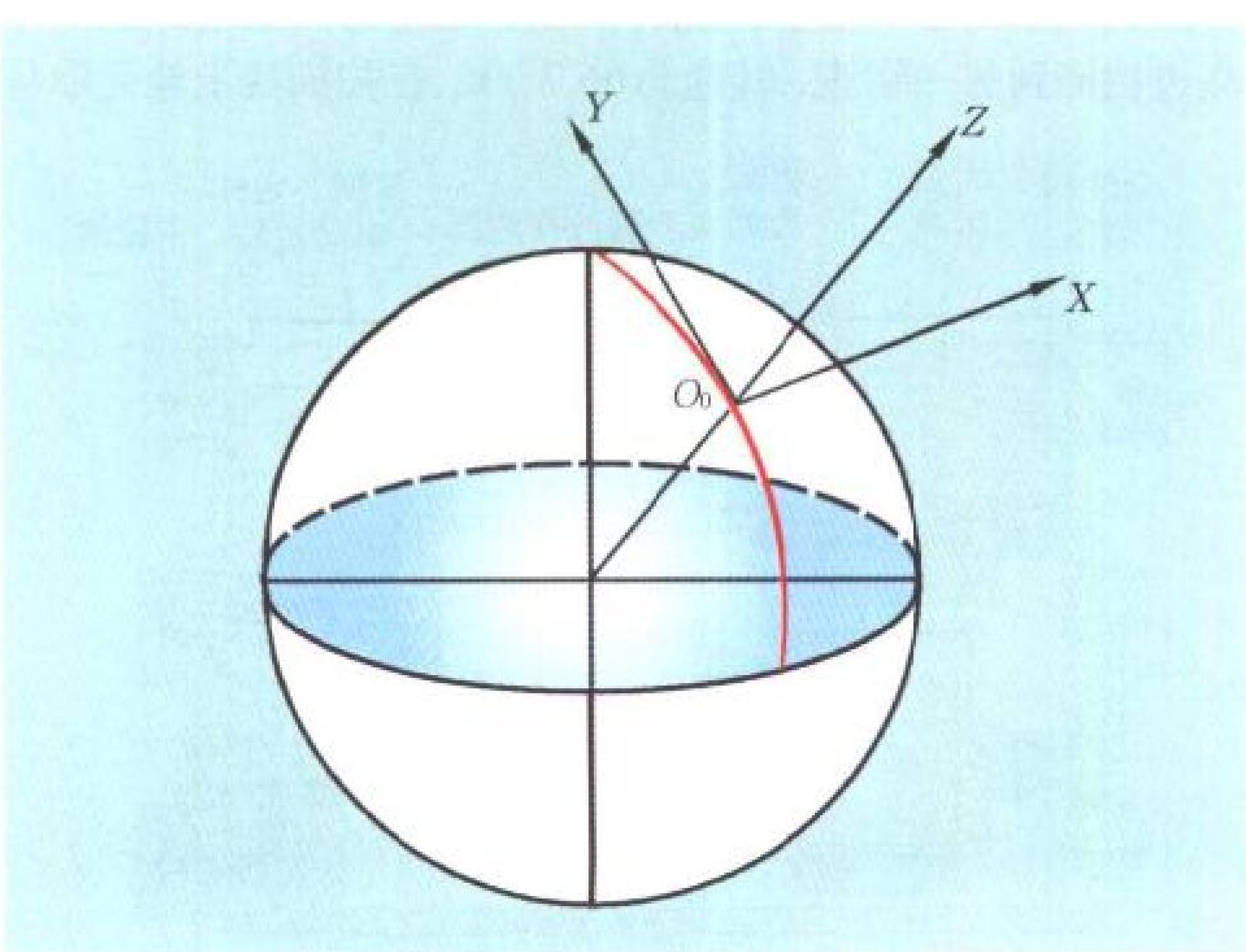


图1　地平直角坐标系

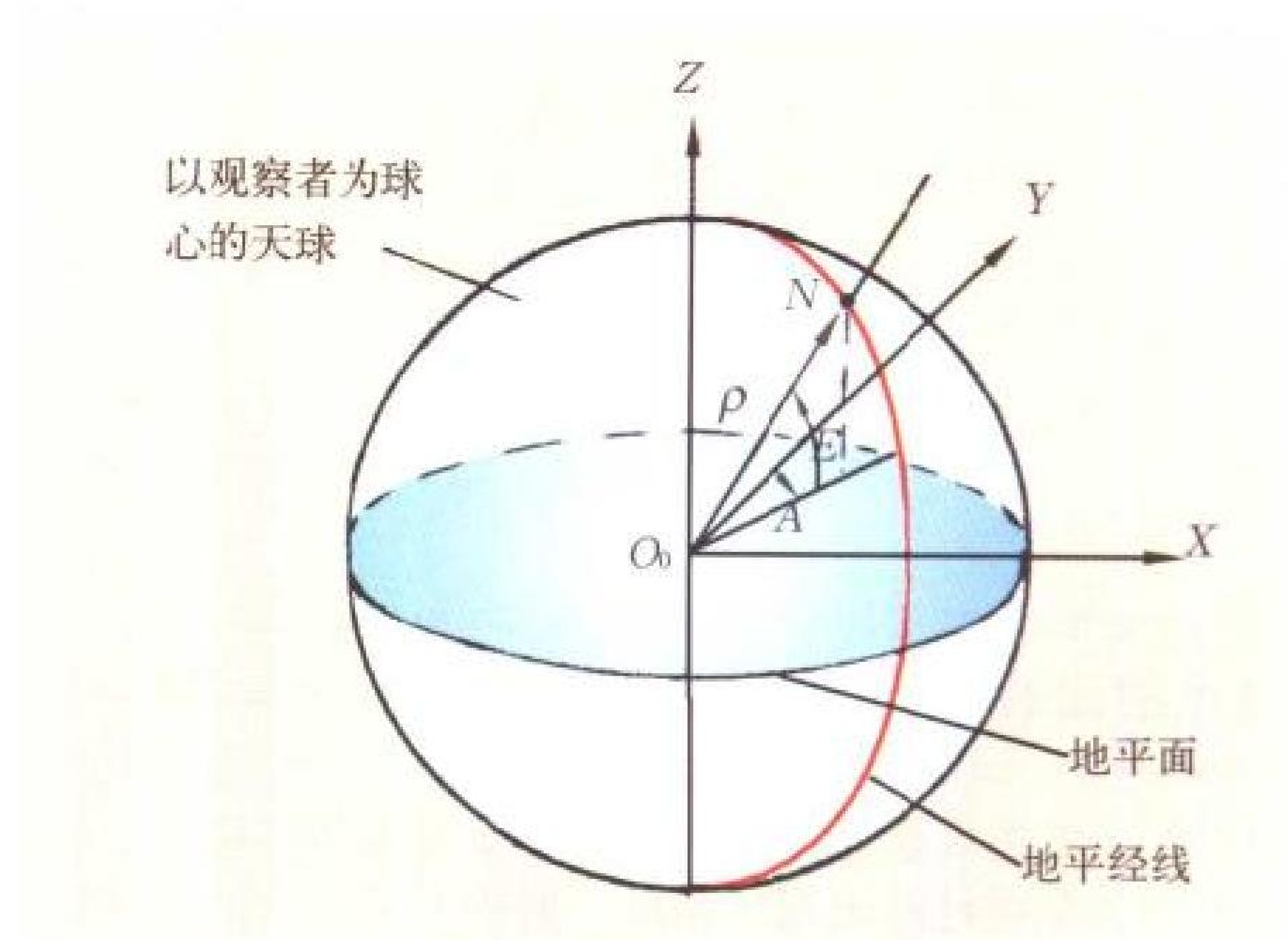


图2　地平球面坐标系

系可以分为地平直角坐标系（图1）和地平球面坐标系（图2）。地平直角坐标系的原点为O_0，O_0X轴在通过O_0点的地平面内，指向正东；O_0Y轴在通过O_0点的地平面内，指向正北；O_0Z轴垂直于地平面，并且O_0XYZ构成右手直角坐标系。地平球面坐标系的3个坐标为斜距ρ、方位角A和仰角E。斜距ρ为O_0到空间某点N的距离；方位角A在水平面上，按顺时针方向从正北量到$\overline{O_0N}$在水平面的投影的角距；仰角E为$\overline{O_0N}$与水平面的夹角。

（撰写：范秦鸿　审订：张荣保）

diqiu biaomian gaocheng shujuku

地球表面高程数据库　altitude database of earth surface　利用地形测量的高程数据，通过计算机处理后，所产生的地球表面高程数据的数据库。通过水准测量、卫星测高、大地测量、摄影测量等测量方法，可以取得数字三维模型的地球表面高程数据。将这些地球表面高程数据按照一定的格式存储，就可形成地球表面高程数据库。地球表面高程数据库可用于地图测绘、地形研究、大型工程的选址、导弹目标打击路线的选择等。将地球表面高程数据结合高分辨率的侦察图片，还可以增加侦察图片的高程定位能力。

（撰写：刘品雄　审订：常际军）

diqiu cichang

地球磁场　geomagnetic field　又称地磁场。它由地球基本磁场和变化磁场两部分构成。地球基本磁场起源于地球内部，即通常所说的内源场，它是地球磁场的主要部分，有着非常缓慢的长期变化；地球变化磁场起源于地球外部的电流体系，即外源场，电流体系如电离层电流、磁层顶电流、磁尾电流等有不同的位置和时间尺度。由于太阳风行星际磁场的作用，地球磁场只存在于磁层顶以内的空间。太阳粒子辐射同地磁场的相互作用生成的各种短时间的电流，造成地球磁场扰动，如磁暴、亚暴、地磁脉动等。地磁场可以作为航天器姿态测量的基准，产生姿态控制的磁力矩，它的扰动和变化影响着地球空间带电粒子的分布和变化。它是关系到航天工程和人类活动的重要地球空间环境。

（撰写：古士芬　审订：都亨）

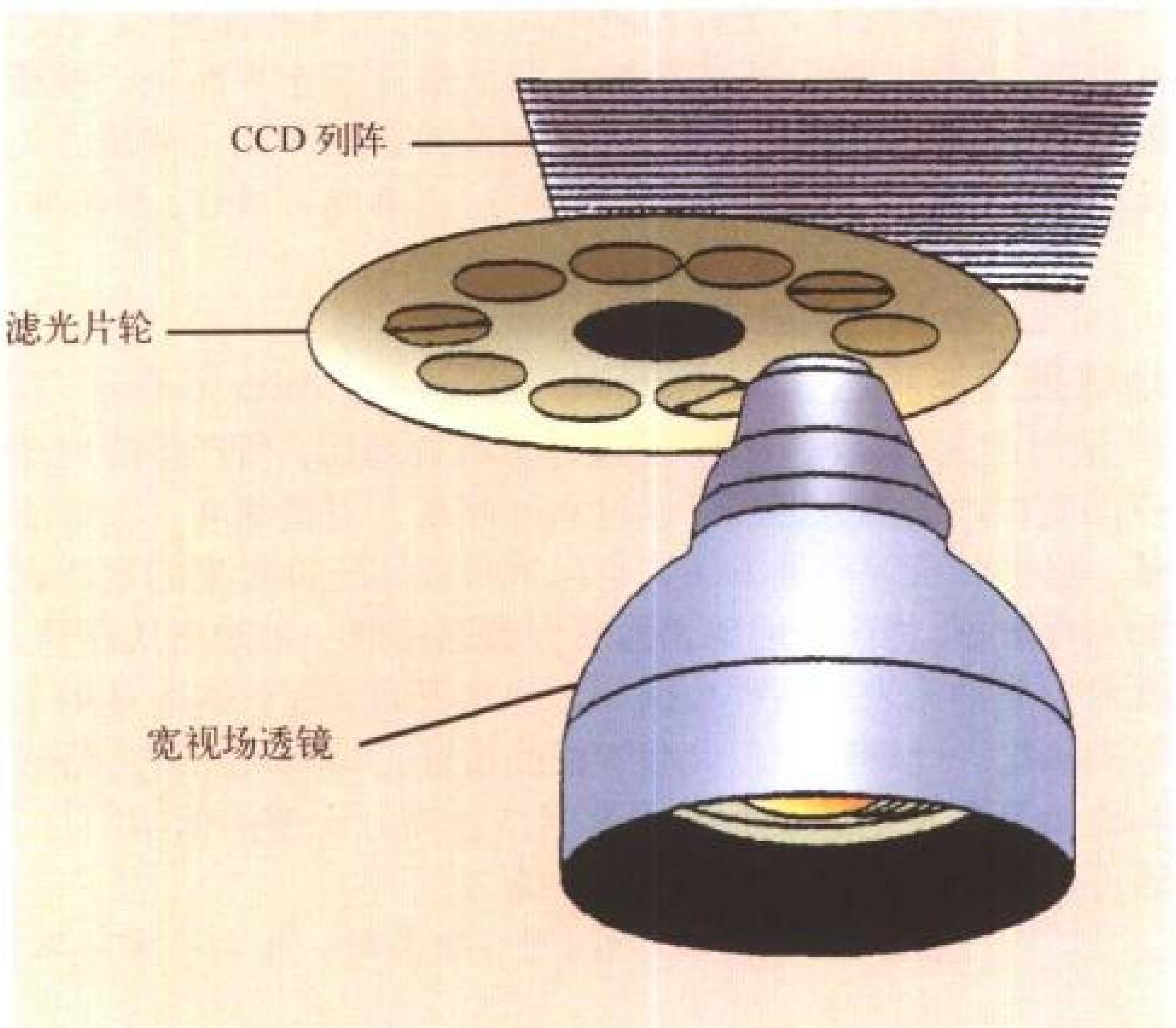
diqiu daqi dianci fushe

地球大气电磁辐射　electromagnetic radiation of earth atmosphere　来自地球大气的电磁波。地球大气的电磁辐射有：(1)大气的热辐射，地球大气的温度约为200～300 K，其热辐射波长主要分布在4～120 μm，也有微波辐射。这部分辐射又称

为大气长波辐射。由于地球大气中吸收物质的作用，在大气的长波辐射的连续谱上叠加了许多吸收带，比较复杂。(2) 极光（参见*极光*）。(3) 气辉（参见*气辉*）。(4) 大气闪电，大气放电产生的发光现象。以前认为闪电只是低层大气的一种发光现象，在1989年的成像观测中发现中高层大气也存在闪电，发生高度在30～90 km，闪电光谱很丰富，紫外、可见光和红外都有。（撰写：张仲谋　审订：都　亨）

diqiu fanshebi de pianzhenhua he zhixiangxing yiqi

地球反射比的偏振化和指向性仪器　polarization and directionality of earth reflectance (POLDER)　日本“先进对地观测卫星”上的主要遥感仪之一。英文缩写为POLDER。该仪器从空间收集被地球大气体系所反射的太阳辐射的偏振性和指向性数据，通过全球性观测，服务于国际地球生物圈计划的科学使命。它用于：(1) 确定对流层中气溶胶的物理特性；(2) 了解和掌握云层的物理和化学知识，研究气候和气象；(3) 研究太阳辐射同云、气溶胶等相互作用及对地球辐射收支的影响；(4) 研究碳的初级生产能力及海洋在碳循环中的作用；(5) 研究植被反射比表征。POLDER仪器主要包括3部分：宽视场

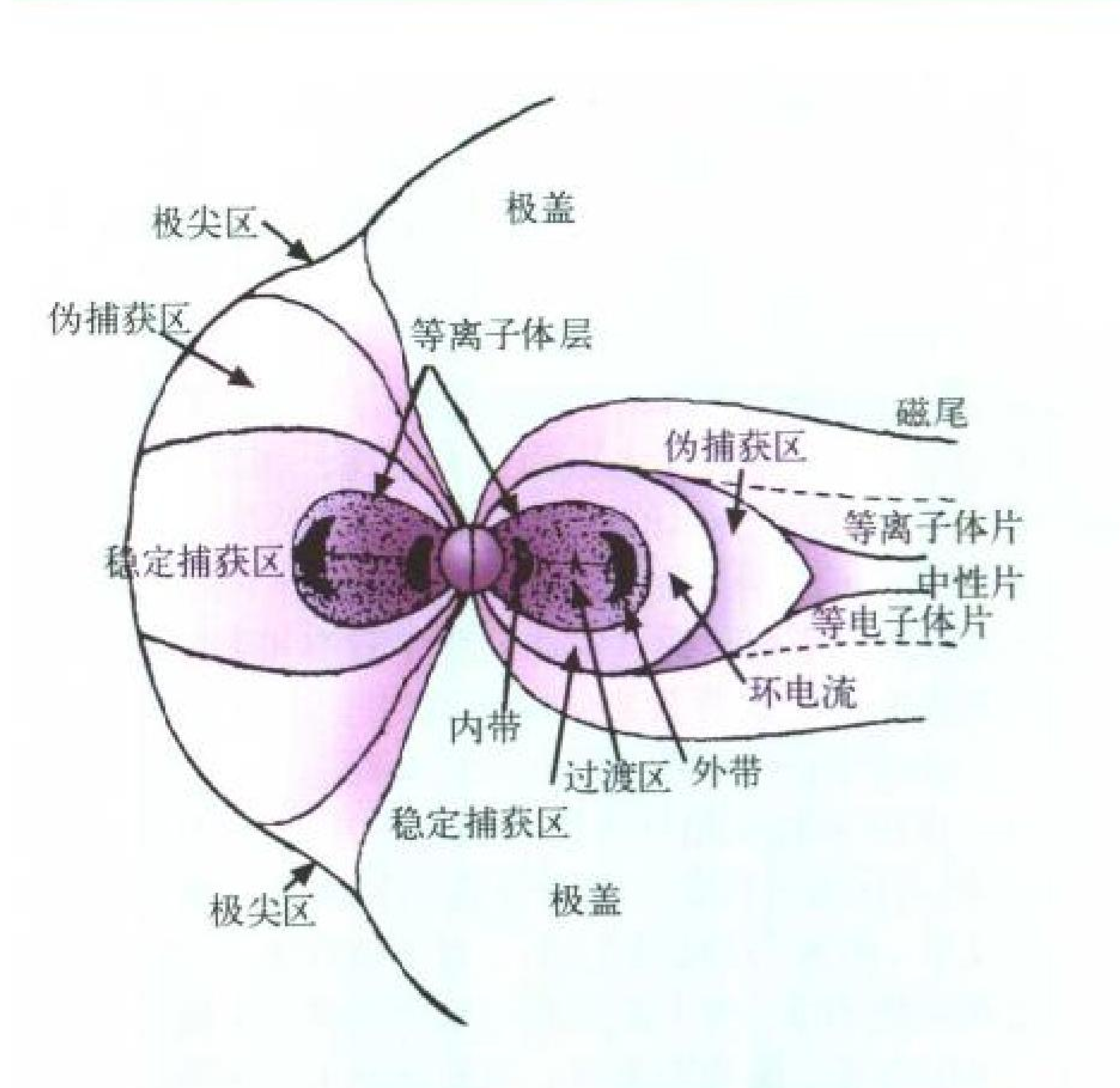


POLDER 仪器原理结构图

望远镜光具；安装有光谱滤光片和偏振滤光片的旋转轮；面列阵电荷耦合器件(CCD)探测器件（见图）。在滤光片穿过光谱波段或偏振波长上，摄取86°（沿轨迹）×102°（垂直于轨迹）视场内瞬时二维地面图像。CCD面列阵像元为242×274，地面刈幅宽度（垂直于轨迹方向）2400 km。星下点处分辨元尺寸6.0 km × 7.1km。每天覆盖地球表面一次。仪器外型尺寸为(0.80 × 0.50 × 0.25) m^3，质量为32 kg，功耗为50 W，数据率为882 kbps。仪器由法国研制。（撰写：张钧屏　审订：薛永祺）

diqiu fushedai

地球辐射带　earth radiation belt　近地空间被地磁场捕获的高强度带电粒子区域。由于其最早由美国学者范爱伦于1958年探测发现，故又称之为“范爱伦辐射带”。根据其结构和空间分布，地球辐射带分为内辐射带和外辐射带。在20世纪五六十年代，高空核爆炸产生的带电粒子被地磁场捕获，形成了人工辐射带，现在已完全消失。内辐射带位于赤道平面上约600～10000 km范围内，主要由电子和质子构成，也有少



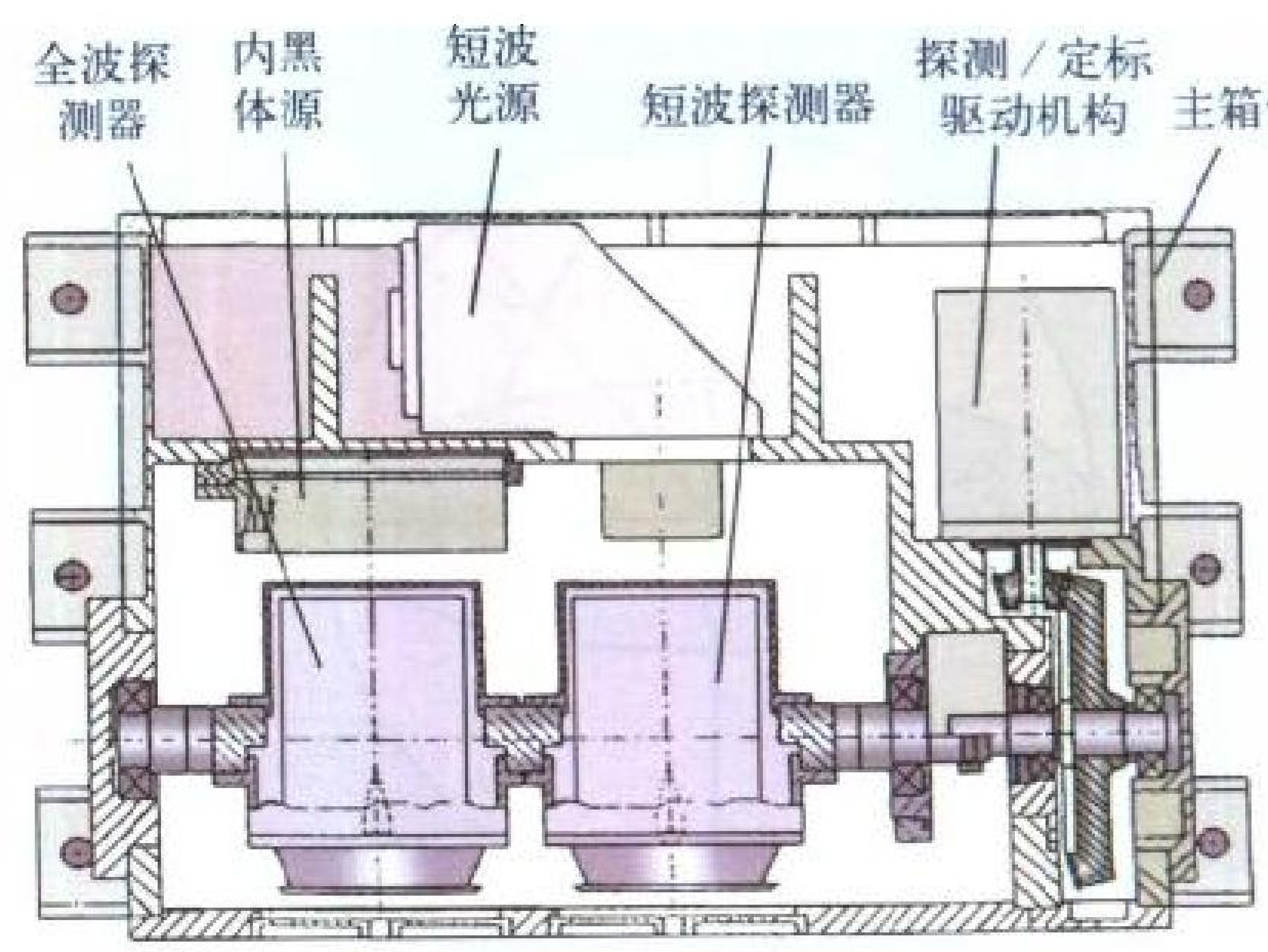
地球辐射带结构示意图

量重离子存在。外辐射带位于赤道平面上的10000～60000 km范围内，也主要由电子和质子构成，其中的质子能量很低，强度较弱，其主要是一电子带。辐射带中电子能量为0.04～7 MeV，质子能量为0.1～400 MeV。由于地球辐射带高能带电粒子强度高，会对中、低轨道航天器造成较严重的辐射效应，是航天器设计重点考虑的空间环境因素之一。

（撰写：韩建伟　审订：都　亨）

diqiu fushe shouzhiyi

地球辐射收支仪　earth radiation budget radiometer　测量太阳射入地球的辐射、地球自身发射的热辐射以及地球反射的太阳辐射的遥感仪器。天气和气候的变化与太阳向地球输入的辐射能量直接相关。为了深入了解这两者的具体关系，必须对地球辐射收支状况进行准确的测量。地球辐射收支仪用于测量地球表面的各种辐射，其测量辐射度绝对误差优于1%。该先进仪器为扫描型，由3个辐射计、扫描机构和定标装置等3部分组成。辐射计的光谱波段分别为：短波 (0.25～3.50 μm)；长波 (5.0～50.0 μm)；全波 (0.2～50.0 μm)。辐射计光具均为卡氏望远镜，视场为3.2° × 4.5°，采用热电探测器作为敏感元件，分别由宽带滤光片限定各辐射计波段。扫描机构带动3个辐射计旋转，在穿轨迹方向从地球的一个临边扫描到另一临边，转速为66.7°/s。在扫描线上像元取样

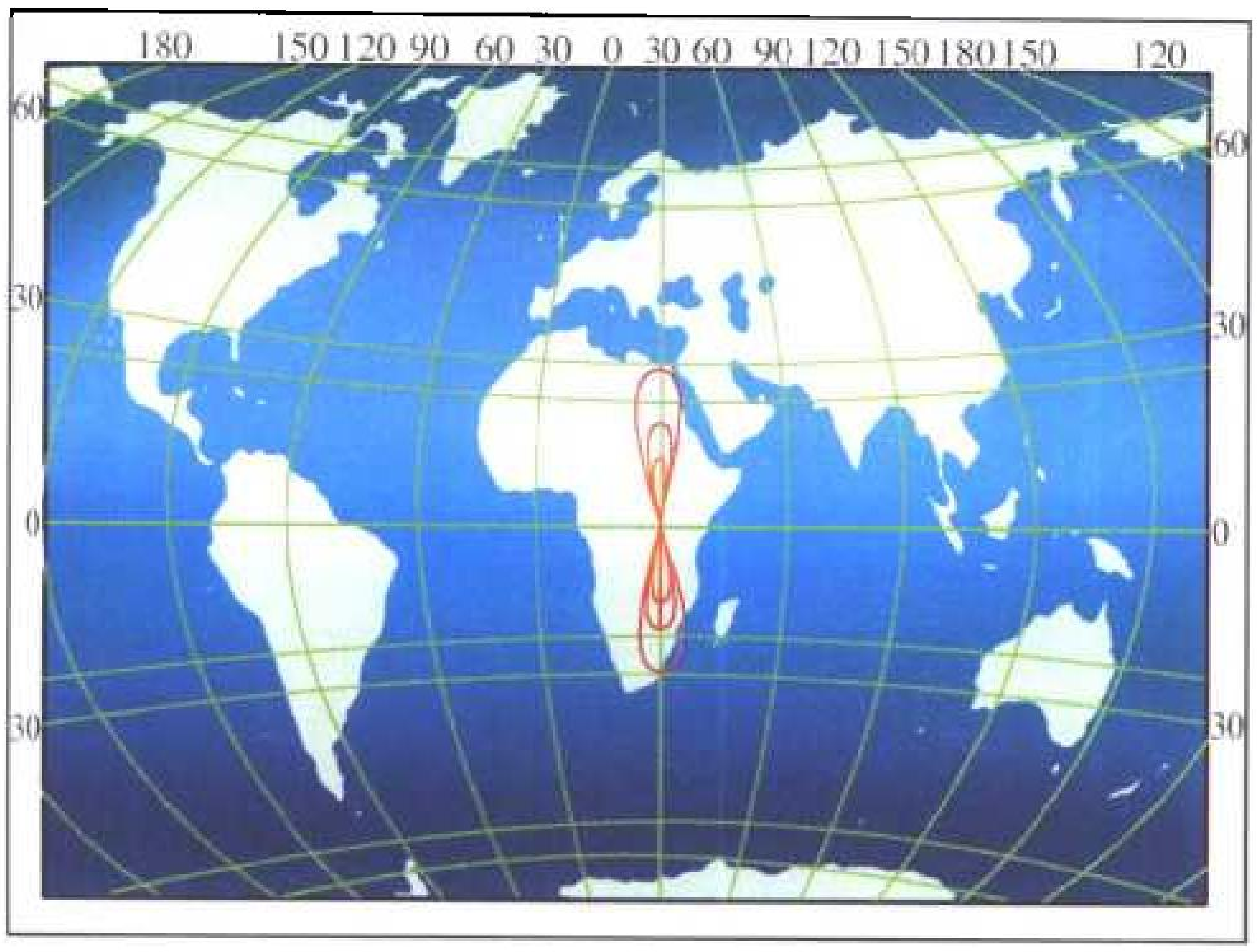


全波和短波二波段地球辐射收支仪示意图

为2.2°，在天底处重叠35%。以水平线为0°，在向下22°～158°期间扫过地球。每扫描一周，辐射计还扫过内定标组件一次、空间背景两次，取得定标基准数据。内定标组件包括两种标准辐射源，同心槽面状黑体组件作为长波辐射基准，钨灯作为短波辐射基准。（撰写：张钧屏　审订：薛永祺）

diqiu jingzhi guidao

地球静止轨道　geostationary orbit　倾角为0的圆形地球同



地球同步轨道卫星"8"字形的星下点轨迹

步轨道。它是一条特殊的地球同步轨道，在这种轨道上运行的卫星其星下点轨迹是赤道上的一点，在地面上的人看来是静止不动的，所以称为地球静止卫星。实际上这种卫星并非静止不动，只是它绕地轴转动的角速度与地球自转的角速度大小相等、方向相同。它距地面的高度为35786 km，运动速度为3.07 km/s。地球静止轨道上已有很多卫星在运行。这些卫星分布在不同地理经度的上空，每颗卫星"静止"的位置是卫星进入轨道瞬间所处的地理经度。这个位置是根据卫星的使命预先选定的。

地球静止轨道的精度要求很高，因为轨道稍有偏差卫星就会漂移。轨道周期比地球自转周期大时，卫星均匀地向西漂移；轨道周期比地球自转周期小时，卫星均匀地向东漂移。轨道周期差万分之一，卫星每天漂移0.036°。轨道不圆时，卫星每天沿东西方向来回摆动一次，其距离摆动中心的最大幅度（地心张角的弧度数）是轨道偏心率的两倍。轨道倾角不为0时，卫星将会在南北方向偏离赤道，星下点轨迹呈"8"字形。卫星真正在轨道上静止十分困难，即使已经静止在某一地理经度的赤道上空，摄动力也会使其轨道发生变化：(1)太阳和月球引力与地球扁率的综合影响，使轨道倾角产生长周期变化。最初几年可视为是长期变化，变化率为每年0.7°～0.9°；(2)地球扁率使卫星均匀地向东漂移，抵消这一影响的方法是增大轨道半长轴；(3)地球赤道不圆会引起卫星东西方向的漂移速度，其经度漂移量与时间平方成正比。卫星的漂移加速度与其静止的地理经度有关，在0°～$(1.7\times10^{-3})°/d^2$之间。若不对卫星作轨道控制，任其漂移，其经度位置会发生大幅度摆动。为了克服轨道误差和抵消摄动力引起的漂移，卫星必须具有轨道修正能力。一颗地球静止卫星可以覆盖地球大约40%的面积。卫星相对于地面不动，地球站容易跟踪。通信卫星、广播卫星和气象卫星选取这样的轨道极为有利。（撰写：张云彤　审订：张荣保）

diqiu jingzhi guidao huanjing

地球静止轨道环境　geosynchronous orbit environment　地球静止轨道区的空间环境。地球静止轨道是通信卫星的高密集区，它处在距地心6.6个地球半径左右的近赤道区。该区的空间环境主要由除引力场外的高能粒子、热等离子体、等离子体层等离子体、环电流、磁场、太阳电磁辐射、流星体和空间碎片构成。地球静止轨道区是地球空间环境受太阳活动影响严重的区域，强太阳风到达时，磁层被压缩，地球静止轨道区完全暴露在太阳宇宙线、高速太阳风之中。在磁暴或亚暴时，从磁尾注入的高温等离子体也能到达这一区域，使得该区成为空间环境引发航天器异常的高发区，其中高能粒子（包括太阳质子事件）环境和亚暴注入的热等离子体环境是最重要的导致异常的环境，是航天器充电问题最严重的区域。（撰写：古士芬　审订：都亨）

diqiu jingzhi weixing

地球静止卫星　geostationary satellite　见地球同步卫星。

diqiu kongjian huanjing

地球空间环境　earth's space environment　围绕地球受地球磁场、引力场和电磁辐射等所控制的空间范围内的环境。该环境中主要有重力场（即地球引力场），中性高层大气，由电离层、等离子体层、磁层及各边界层构成的空间等离子体和波，辐射带和宇宙线构成的高能粒子，来自太阳的电磁辐射，地气热辐射，电场和磁场，来自宇宙空间的流星体以及人类航天活动产生的空间碎片。它们是目前人类航天活动主要经受的空间环境，因此对地球空间环境及其效应的研究对航天事业的发展极为重要，这也是空间环境科学当前的主要研究范围。（撰写：古士芬　审订：都亨）

diqiu kongjian shuangxing tance jihua

地球空间双星探测计划　double-star project for earth space exploration　简称双星计划。中国实施的一项地球空间探测计划。该计划主要将研究太阳活动和行星际扰动触发磁层空间暴和灾害性地球空间大气的物理过程，建立磁层空间暴的物理模型及地球空间环境动态模式和预报方法。该计划包括两颗小卫星：(1)近地赤道区卫星，轨道高度550～60000 km，倾角28.5°，主要探测近地磁尾区的磁层空间暴过程和向阳面磁层顶区太阳风能量向磁层中的传输过程；(2)近地极区卫星，轨道高度350～25000 km，倾角90°，主要探测太阳风能量和近地磁尾能量向极区电离层和高层大气的传播过程。这两颗小卫星运行于目前国际上地球空间探测卫星尚未覆盖的近地磁层的重要活动区。该计划构成的探测体系和进行的探测活动具有明显的新特色。欧空局的"团星"2计划将与中国的这项双星计划密切配合，并将研制9台先进的仪器参与该计划。按计划赤道区卫星和极区卫星将由中国的"长征"2号C运载火箭分别于2002年12月和2003年6月发射。（撰写：刘振兴）

diqiu shuzi sanwei ditu

地球数字三维地图　digital three-dimension map of earth　通过计算机数字化处理，能显示地形三维信息的地图。即用数字三维地形模型和影像信息表达的地图。在测绘工作中，用数学三维信息（X、Y、Z）表示地面起伏形态的方式称为数字地形模型。即在一个区域内，以密集的地形模型点的X、

Y、Z坐标表达地形。采用数字地形模型结合影像信息并通过计算机存储、绘制或显示出来，成为地球数字三维地图。地球数字三维地图是地理信息系统的主要应用之一，也是数字地球的主要内容。在军事上，地球数字三维地图可以为导弹武器打击目标提供飞行和制导服务。（撰写：刘品雄　审订：常际军）

diqiu tongbu guidao

地球同步轨道 geosynchronous orbit 又称24小时轨道。轨道周期与地球自转周期（23 h 56 min 4 s）相同的顺行人造地球卫星轨道。不考虑摄动，在地球同步轨道上运行的卫星，每天在相同时间经过相同地方的上空，其星下点轨迹是一条封闭的曲线。对地面上的人来说，卫星每天在相同时间出现在相同的方向上。有时也把周期等于地球自转周期几分之一的轨道称为地球同步轨道。倾角为0°的圆形地球同步轨道称为地球静止轨道。

（撰写：张云彤　审订：张荣保）

diqiu tongbu guidao weixing yunzai huojian

地球同步轨道卫星运载火箭 geosynchronous-orbit satellite launch vehicle 将卫星送入地球同步轨道的运载火箭。地球同步轨道的运行周期与地球自转周期（23 h 56 min 4 s）相同，在地球同步轨道上运行的卫星几乎每天在相同时刻经过地面上相同的地方的上空。它的星下点轨迹近似为一条封闭曲线。一般运载火箭不直接将卫星送入地球同步轨道，而是将卫星送入地球同步转移轨道，在地球同步转移轨道的远地点由星上变轨发动机实现变轨，使卫星进入最终地球同步轨道。为充分利用地球旋转能量，发射地球同步轨道卫星尽量采用东射向。图1是地球静止卫星发射与定点过程示意图。像中国的“长征”3号运载火箭就是专门设计用来发射高轨道卫星的，可将卫星送入地球同步转移轨道（图2），再由卫星依靠自身携带的发动机，从同步转移轨道到达地球同步轨道。

（撰写：张云彤　才满瑞　审订：朱维增）

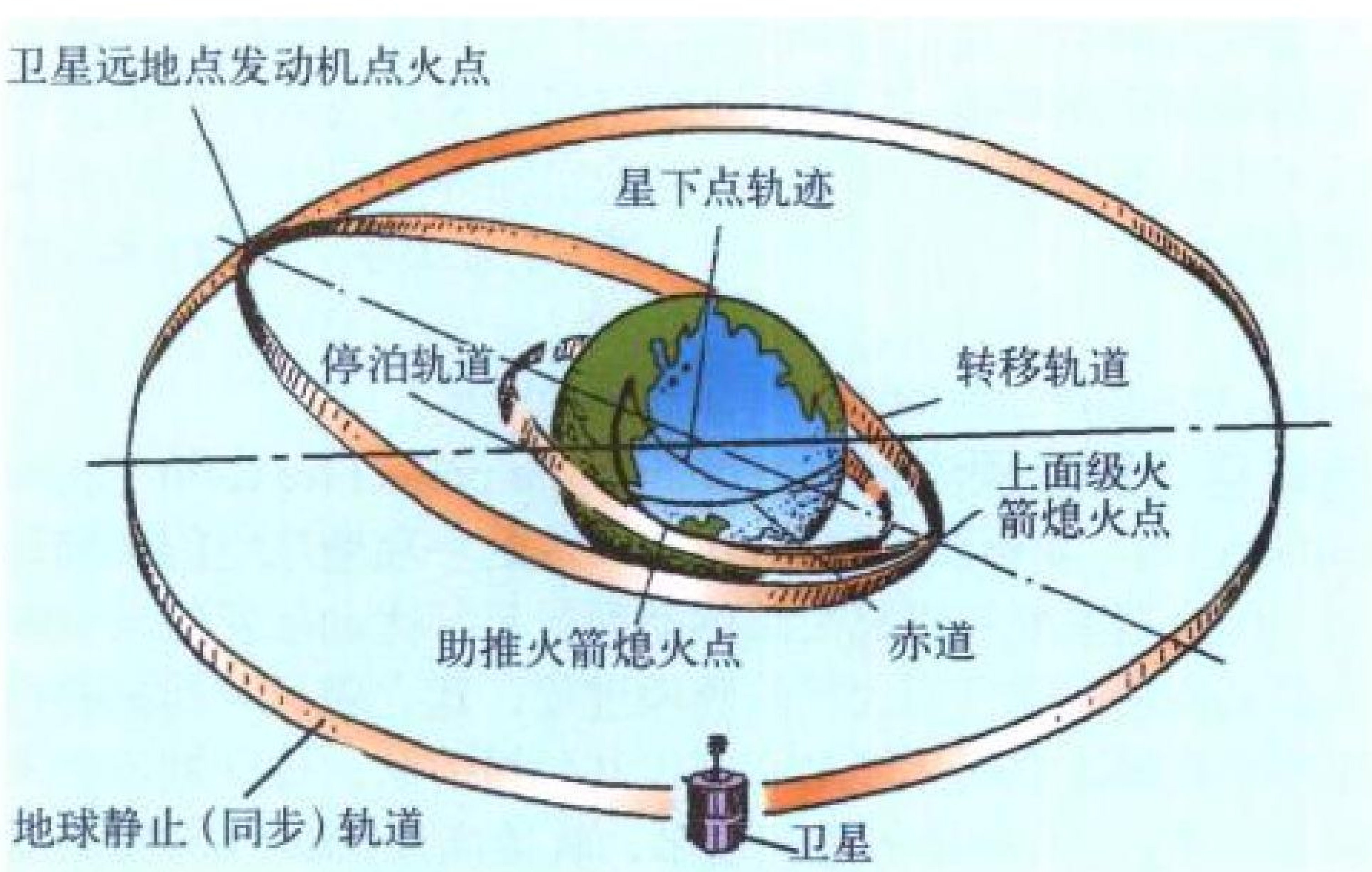


图1 地球静止卫星发射与定点过程示意图



图2 中国“长征”3号运载火箭

diqiu tongbu weixing

地球同步卫星 geosynchronous satellite 在地球同步轨道上运行的卫星。运行在倾角为0°的圆形地球同步轨道上的卫星称为地球静止卫星。目前大多数通信卫星都采用地球静止轨道。一颗地球静止通信卫星能够覆盖地球表面大约40%的面积，保证覆盖区域内任何地面、海上、空中的地球站能同时互相通信。在赤道上空等间隔分布3颗地球静止通信卫星，可以实现全球(两极除外)通信。粗略地说，从地球上看，地球静止卫星是静止不动的。实际上，由于摄动的影响，这种静止状态并不存在。因此在卫星工程的实施中需要不断地修正卫星的轨道，使卫星在要求的静止位置附近的一个小范围内运动。周期等于地球自转周期几分之一的轨道有时也被称为地球同步轨道。在这种轨道上运行的卫星也叫地球同步卫星，如前苏联的“闪电号”通信卫星就是选用轨道周期为12 h的大椭圆同步轨道卫星。对地面上的人来说，这种卫星在每天相同时刻出现的方向也大致相同。

（撰写：吴开林　审订：常际军）

diqiu tongbu zhuanyi guidao

地球同步转移轨道 geosynchronous transfer orbit 近地点高度在1000 km以下、远地点为地球同步轨道高度（36000 km左右）的椭圆轨道。这种轨道是作为地球同步轨道或地球静止轨道的转移轨道。在发射地球同步卫星时，首先使卫星进入这种椭圆轨道，然后在远地点点燃星上变轨发动机，使其变为所需的目标轨道。（撰写：余梦伦）

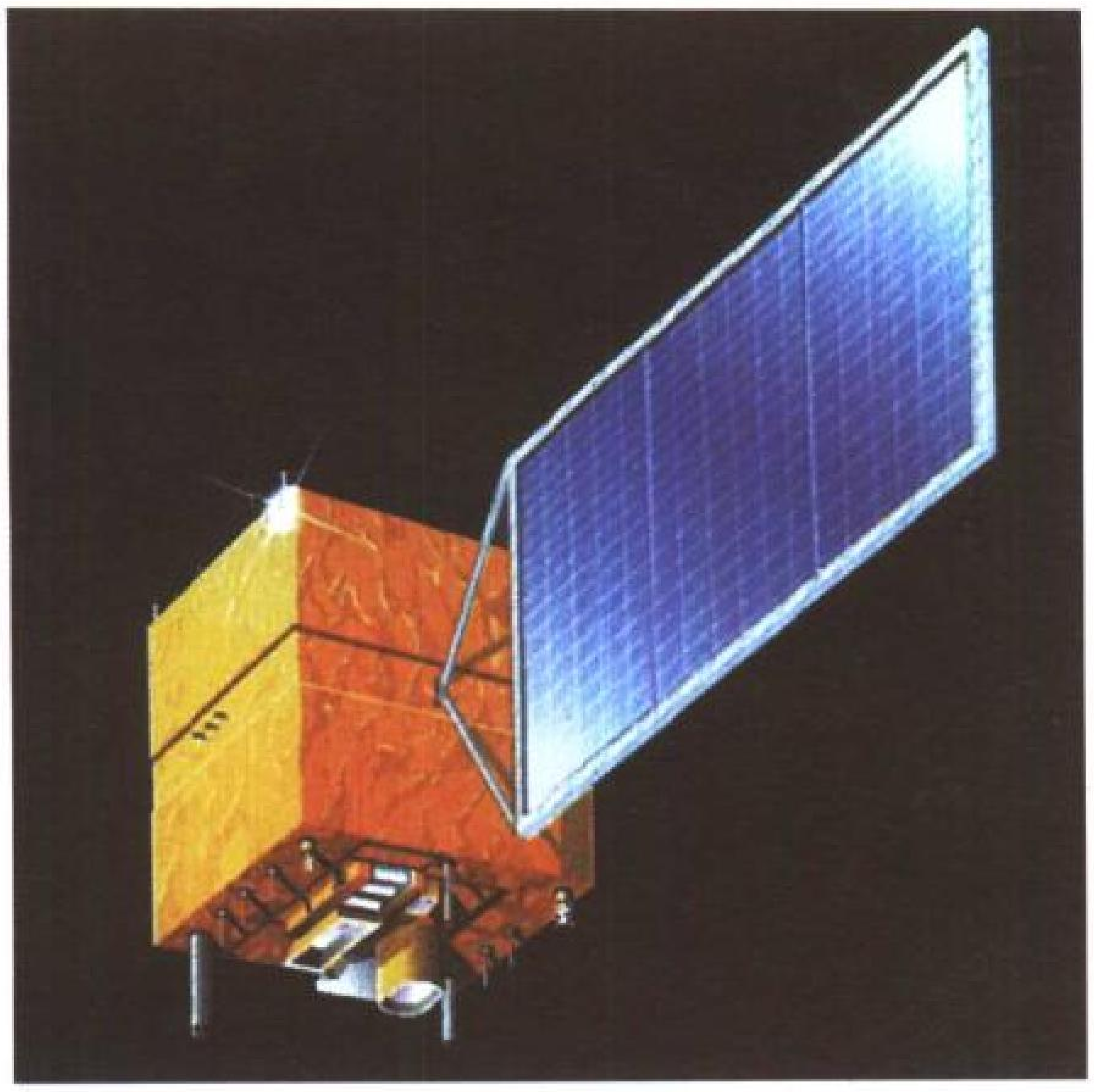
diqiu xiangguan daohang jishu

地球相关导航技术 global correlation navigation technique 利用地球本身固有特征对飞行器进行精确定位的导航技术。这些地球固有特征包括地形地貌、地物的辐射特征、地表景像和地磁场等。利用这些特征的导航技术有地形匹配、景像匹配、地磁匹配、雷达区域相关导航、地形跟随等，这些基本为主动导航方式。由于地球本身固有特征的变化是非常缓慢的，因此，地球相关导航是可靠的且不易受扰，应用很广泛。目前，巡航导弹上还大量使用着惯导+地形匹配和惯导+景像匹配两种地球相关导航技术。

（撰写：胡炜　审订：周世勤　汪根生）

diqiu ziyuan weixing

地球资源卫星 earth resource satellite 勘测和研究地球自然资源的人造地球卫星。地球资源卫星分为陆地资源卫星和海洋资源卫星。但地球资源卫星通常指陆地资源卫星，海洋资源卫星则称海洋观测卫星或海洋卫星。地球资源卫星利用多光谱遥感设备获取地物目标辐射和反射的多种波段的电磁波信息，并将这些信息发送回地面接收站。地面接收站根据事先掌握的各类物质的波谱特征，对这些信息进行处理和判读，从而得到各类资源的特征、分布和状态等资料。地球资



中巴地球资源卫星

源卫星多采用太阳同步轨道，采用对地定向的三轴稳定控制方式。星上遥感器按工作波段分为两类：(1) 可见光和红外遥感器；(2) 微波遥感器。1999 年 10 月 14 日发射成功的中国和巴西合作研制的资源卫星就属于这类卫星。该卫星采用 778 km 的太阳同步轨道，三轴稳定，星上装有 CCD 多光谱相机、红外多光谱扫描仪、宽视场 CCD 相机等遥感器。地球资源卫星能迅速、全面、经济地提供有关地球资源的情况，目前已在土地利用、土壤水分监测、农作物生长、森林资源调查、地质勘探、海洋观测、油气资源勘查、灾害监测和全球环境监测等众多国民经济领域发挥了重要作用。

（撰写：陈述彭　眭朴如）

ditu pipei jisuanji

地图匹配计算机　map matching computer　用以完成地图匹配数据处理的计算机系统。该计算机系统可完成地图信号处理和图形匹配两部分工作。地图信号处理是对输入的高速率信号进行超高速的运算处理，完成频域变换、滤波、合成以及几何修正和坐标转换等工作，实现把输入信号处理成所需要的图形信息。图形匹配处理是利用图形在同一规范灰度条件下的相关性，进行图形搜索和模板匹配计算，实现识别和定位。为了获得高分辨率的图形信息，地图匹配计算机需要具有较高的信号处理速度和较大的存储容量。

（撰写：王仁义　审订：蔡世学）

ditu xiuce

地图修测　map revision　为保证地图的现实性，适应经济建设和国防建设对地图的现实需求，在已测制的地图上，按照统一的技术要求，对地面上已经变化的地理要素进行修改和补充，把新测到的地物信息转移到旧地图中，使地图得到更新的过程。在地图修测之前，应首先分析原图的精度是不是符合现行制图规范的要求，比较图内地形要素变化的程度，从而确定地图修测的内容和方法。根据不同情况，可采用下列方法：(1) 利用新近测制的较大比例尺的地图资料，按照规范规定的技术要求，对需要修测的地图内容用综合取舍、缩放套合、切割镶嵌等方法成图。(2) 利用最新的航摄相片或卫片，用影像转绘仪或其他光学投影仪器，将修测部分周围的影像与原图上同名地物准确重合后，进行修改或补充。如相片内地形起伏较大，可先进行相片判读，然后用分带转绘的方法将修测的地物转绘到底图上。(3) 采用普通测量方法在实地对变化了的地物和地貌要素进行修测。对地形和地物变化大的大面积地区则要重新进行测量，通常采用航测或卫星摄影测量方法，并参考有关测绘资料在室内成图。目前采用这种方法进行修测的比较多。随着遥感技术、计算机和地图制图软件技术的发展，地图修测的手段在丰富，速度也在加快。

（撰写：刘品雄　审订：常际军）

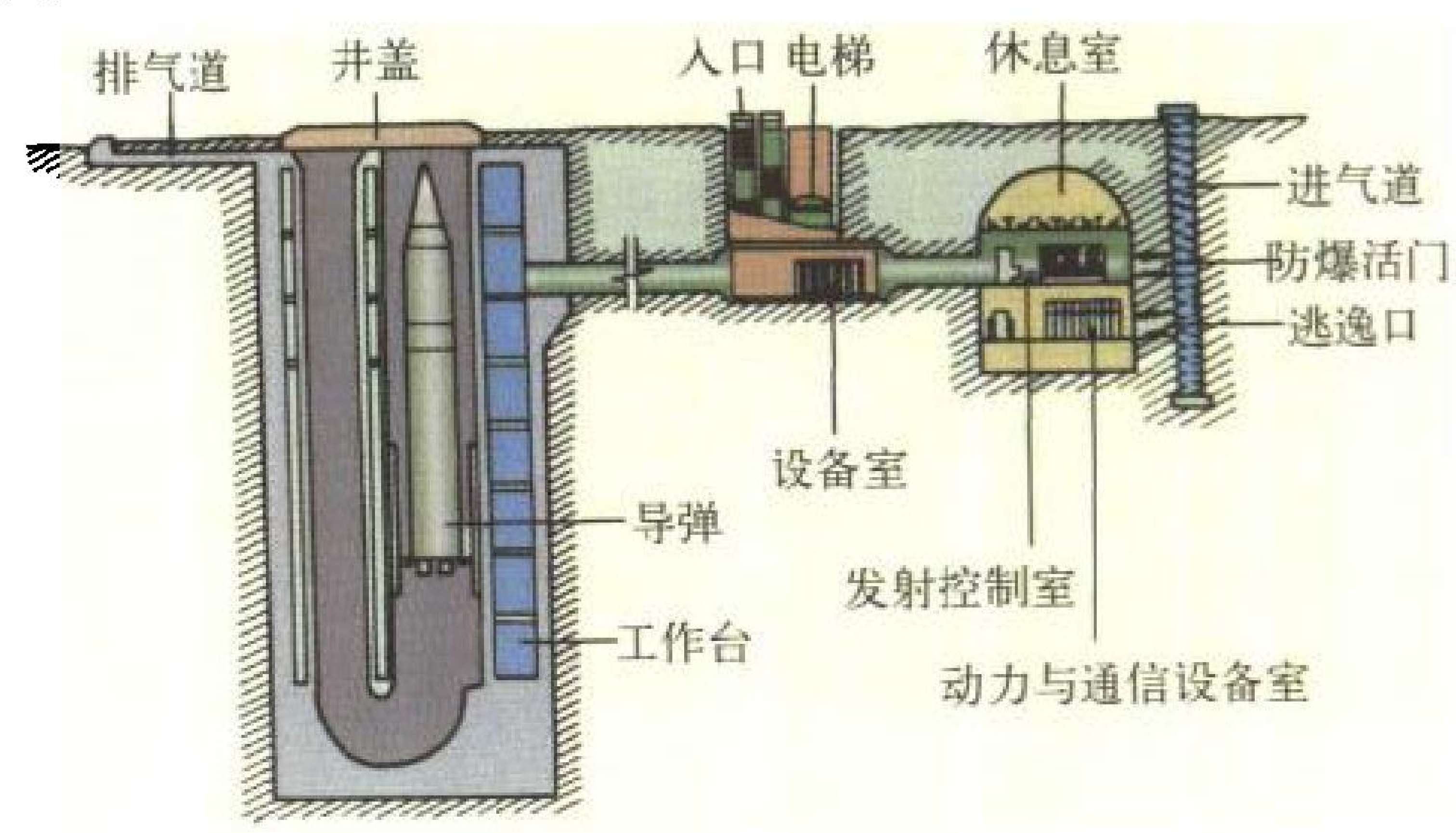
diwai shengming tansuo

地外生命探索　life-searching out of earth　探查和确认地球以外天体上有无生命的科研活动。这种探索应该直接观察天体上有无生命物质或者生命体的残骸，但在星际航行实现以前，主要是通过研究行星表面化学的和物理的条件，以此同生命所必需的条件相比较，间接推论生命存在的可能性。主要方法有：(1) 陨石分析：通过对陨石的分析研究发现，陨石中含有多种不同的氨基酸。其碳氢化合物及其衍生物在自然界中可以通过无机化合物的方式产生，即这样合成的氨基酸是属于非生物源性的，它具有相等的 L 型和 D 型结构，而地球上生物源性氨基酸都是 L 型结构。(2) 对火星、木星、土星的探测：火星在某些环境和气候方面同地球相似，因此人们猜测火星上可能有生命。探测结果表明，火星的极冠由冰组成，火星上有沙漠，表面经常扬起巨大的尘暴。火星土壤释放出氧和二氧化碳等气体，而这种气体是非生物源性的，可能是某种化学反应的结果。到目前为止，还没有在火星上找到生命存在的证据。通过对木星、土星及其卫星的探测，发现在它们的大气层中都有化学演化的迹象，在土卫六的大气层中发现了丰富的、各种各样的有机分子。(3) 地外信息的监测：20 世纪 60 年代，美国开始对来自宇宙空间的无线电信号进行监测，70 年代，又开始对地球邻近的一些星体进行探索，并监测来自外层空间的无线电信号、红外信号和光信号。目前这些监测工作正在进行中，还没有获得任何结果。

（撰写：王修璧　战再吉　审订：孙力玲　王文魁）

dixia fashejing

地下发射井　underground launching silo　用于从地下发射导弹的井型发射设施。地下发射井配有全套工程技术设备，用来部署和长期贮存处于发射准备状态的导弹，保护导弹及其发射设备免受核袭击的破坏和恶劣环境的影响，完成导弹发射准备和发射。地下发射井根据导弹类别及发射方式可分为井口发射（射前将导弹提升至地面）和井内直接发射两种构筑类型。井口发射与通常的垂直发射相同。井内发射又分为



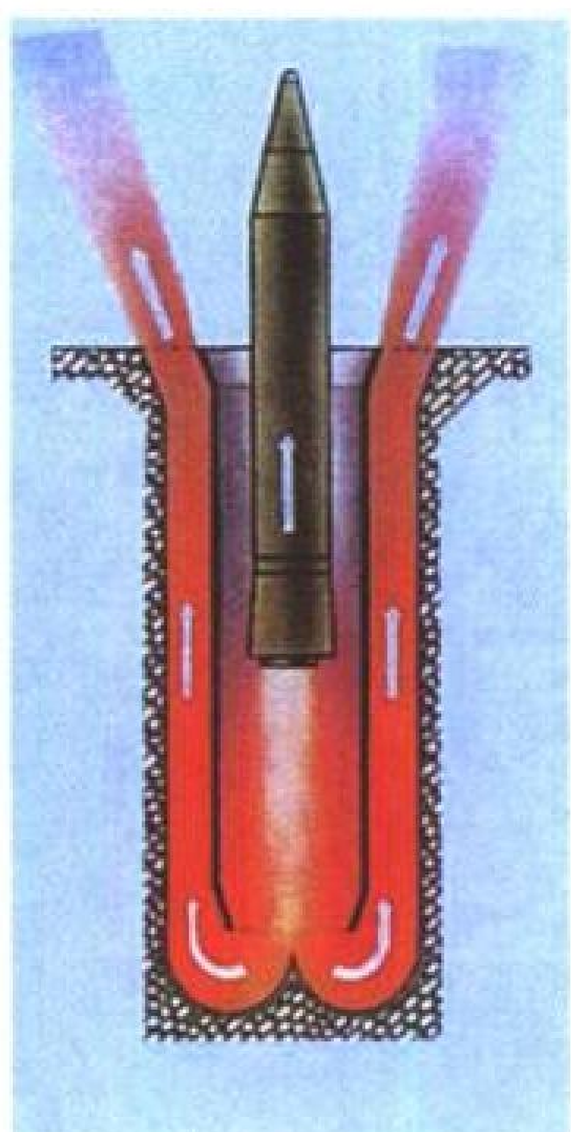
地下发射井剖视图

热发射和冷发射两种。地下发射井主要由井盖，井筒，坑道，导弹测试、加注、供气、电源、瞄准、空调、通风、给排水、发射和控制等设备间，抗核效应减振设备，屏蔽装置，发射消音装置，消防装置及中和清洗装置等组成。地下发射井结构紧凑，设备集中，且可在地下进行一切准备工作，有一定的隐蔽性和抗核袭击防护能力，并能长期贮存待发导弹，缩短反应时间。但地下发射井的生存能力较机动发射方式低。随着导弹威力和命中精度的提高，这一问题变得更加突出。

（撰写：陈汉君　审订：包元吉）

dixiajing fashe zhanlüe daodan

地下井发射战略导弹　silo-launched strategic missile　在地下井贮存、准备和实施发射，用于攻击敌方重要战略目标的导弹。地下井发射战略导弹分井口发射和井下发射两类，均为弹道导弹。井口发射战略导弹的平时贮存、检查和临射前的全部准备工作均在井内完成。处于待发状态的导弹在接到发射命令后被提升至井口，然后发射，如美国的“大力神”1导弹。这种导弹由于暴露时间长，在井口时的抗力很低，仅0.014 MPa，早已被淘汰。井下发射战略导弹不必提升，直接从井下发射，又分为热发射和冷发射两类。热发射（见图）需要解决排焰、井内和井口的强噪声对导弹的影响以及导弹在井口运动时的漂移等技术问题；冷发射需要解决弹射、点火和启控问题。地下井发射战略导弹的运载能力一般较大，能携带多个弹头，且井下发射时，自“等待发射”到“发射”的时间

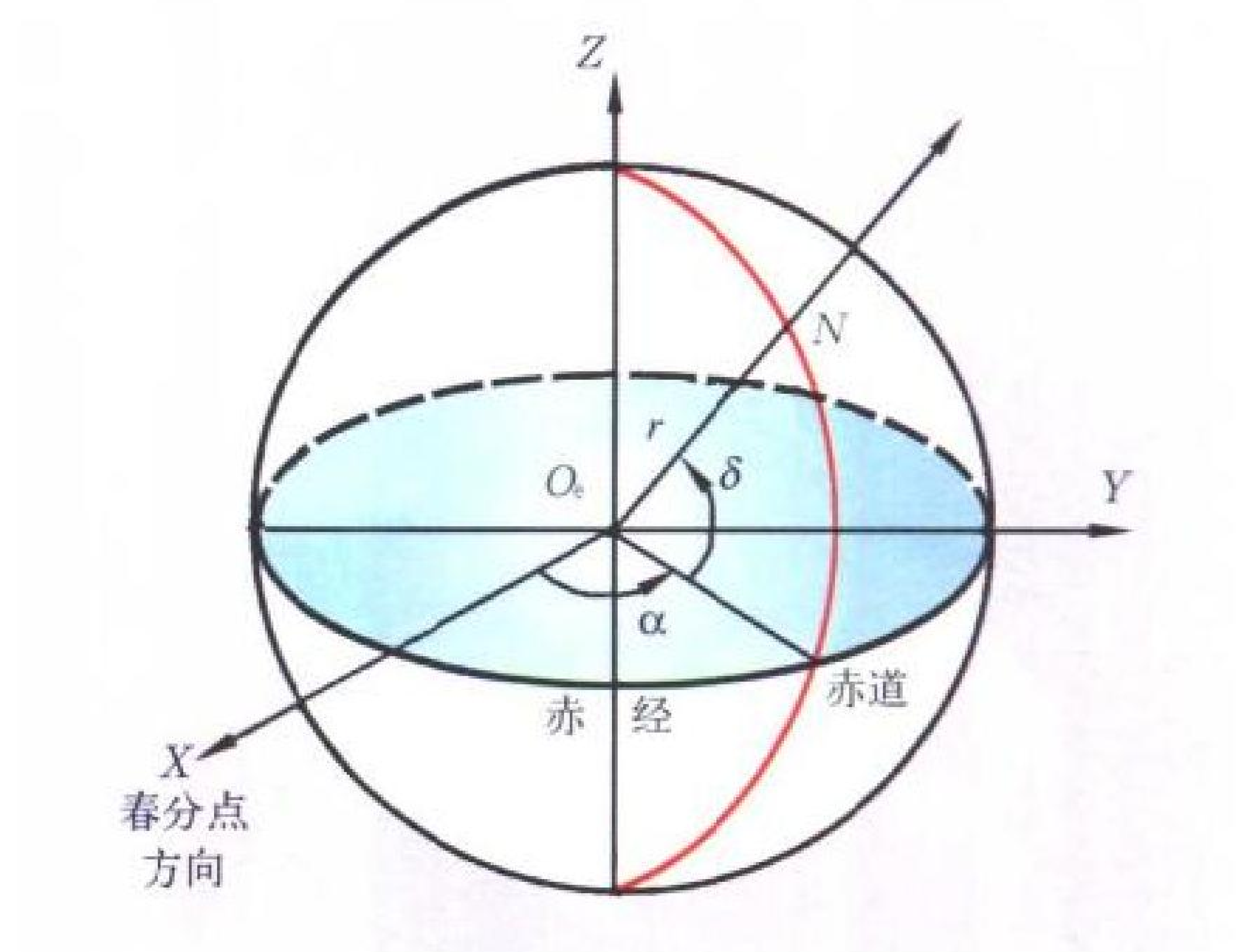

地下井热发射示意图

（即反应时间）可以很短，所以美、俄均把它作为第一次打击的力量。20世纪60年代以后，战略导弹绝大多数都采用井下发射，其抗力由20世纪60年代的0.7 MPa上升到70年代的2.1～3.87 MPa，20世纪80年代进一步提高到14～35 MPa。与此同时，世界各国的侦察手段不断提高，战略导弹的命中精度也大幅度提高，达到百米级，使地下井可能处在核爆的中心区附近，生存能力再次受到威胁。

（撰写：魏其勇　审订：刘宝镛）

dixin chidao zuobiaoxi

地心赤道坐标系　geocentric equator coordinate system　以地心为原点，以赤道为基本平面的坐标系。地心赤道坐标系可以分为地心赤道直角坐标系和地心赤道球面坐标系。地心赤道直角坐标系又可分为地心第一赤道坐标系、地心第二赤道坐标系、地心第三赤道坐标系和地心第四赤道坐标系。地心赤道直角坐标系的坐标原点在地心 O_e，以赤道平面为基本平面。4种赤道直角坐标采用的轴均与地球自转角速度矢量一致，所不同的只是 O_eX 轴。地心第一赤道坐标系的 O_eX_1 轴指向春分点；地心第二赤道坐标系的 O_eX_2 轴指向某时刻的格林尼治子午线；地心第三赤道坐标系的 O_eX_3 轴指向轨道升交点；地心第四赤道坐标系的 O_eX_4 轴指向格林尼治子午线。在所有4种坐标系中，O_eY 轴与 O_eX 轴和 O_eZ 轴垂直，且构成右手直角坐标系。地心赤道球面坐标系的3个坐标是 r、α 和 δ。r 为从地心到空间某点 N 的距离；α 在赤道面内，为春分



地心赤道坐标系

点向东到 N 点的矢径在赤道面上投影的角距，称为赤经；δ 为 N 点的矢径与赤道面的夹角，向北为正，称为赤纬。该坐标系用于天文观测、卫星定位和天文导航。

（撰写：范秦鸿　审订：张荣保）

dixing denggaoxian pipei jishu

地形等高线匹配技术　terrain contour matching (TERCOM) technique　又称地形匹配。是一种通过将飞行器飞越的地形剖面与机上存储的数字地形模型相比较，得出位置信息以修正基本导航系统的导航技术。该系统包括：导航仪、气压高度表、雷达高度表、相关处理计算机、数字地图。一般来说，匹配区长度越长，地形匹配定位精度就越高。TERCOM不是在一切地形上空都能工作。一般情况下，地形愈粗糙且具特征，地形匹配性能越好。目前，地形匹配主要运用于巡航导弹的制导。参见地形匹配制导系统。

（撰写：胡　炜　审订：周世勤　汪根生）

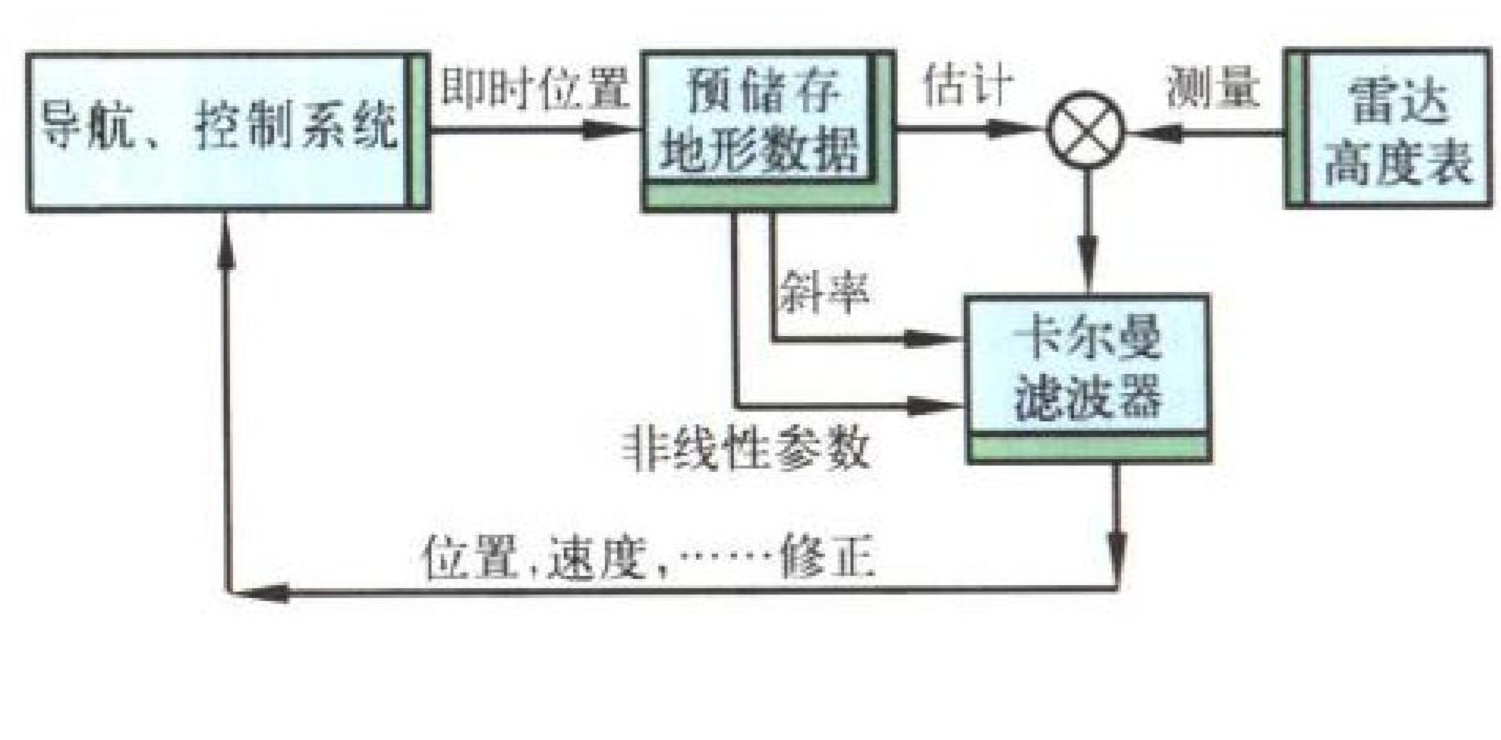
dixing pipei zhidao

地形匹配制导　terrain contour matching guidance　以地形轮廓线（等高线）为特性的匹配制导方法。它属于图像匹配制导的一种形式，采用一维图对二维图（线、面图）匹配。它应用于巡航导弹中段制导，也能用于自动导航和弹道导弹末段制导。参见地形匹配制导系统。

（撰写：王仁义　审订：蔡世学）

dixing pipei zhidao xitong

地形匹配制导系统　terrain contour matching guidance system　又称地形相关修正制导系统。通常指利用地球表面海拔高度（或地形特征）数据来确定飞行器的地面坐标位置并修正



地形匹配制导系统方框图

惯导系统工作误差的自动制导系统。其基本原理是利用飞行路线中的若干地区的地面特征图，预先存储于弹上，当飞行到这些地区时，将导弹探测器现场实测到的地面图像同预先储存的地面图像作相关对照，比较两者的差别，根据地图对应的误差计算出导弹的飞行误差，再由弹上计算机算出控制指令，修正导弹的航向使之沿预定的航线飞向目标。根据地形地貌的特征图像因照射能量不同而不同，有可见光电视摄像匹配制导、微波雷达图像匹配制导、激光雷达图像匹配制导和红外成像匹配制导之分。它与惯性导航系统组成复合制导系统，共同实现精确制导。地形匹配系统由雷达高度表、相关计算机、参考地形图组成。雷达高度表测量飞行器下方的地形起伏高度。相关计算机完成高度实时图与预存地形参考图的匹配定位。参考地形图可用航空摄影和卫星摄影，经立体测量仪制作而成。地形匹配制导系统的优点是定位误差小，一般在30 m以内，地形数据稳定，不受时间、气候和季节变化的影响，线、面匹配计算和存储开销少；其缺点是只能在具有一定地形特征的地区工作，而且是一种低高度工作系统，离地高度超过300 m时精度就会明显降低，在800～1600 m的高度上有可能不能使用。它具有一些对军事来说至关重要的用途，如导航、地形跟踪、威胁回避和地形掩蔽、贴地告警、障碍告警、目标截获和精确投放武器等。

（撰写：马宝国　审订：刘坤山）

dier yuzhou sudu

第二宇宙速度　second cosmic velocity　在假设的理想条件下（参见*第一宇宙速度*），使地球上的物体脱离地球引力成为环绕太阳运动的人造卫星需要的最小速度。第二宇宙速度为11.2 km/s，地面物体获得这样的速度就能沿一条抛物线轨道脱离地球，故又称逃逸速度。实际上，逃逸速度是随飞行器距地心的距离而变化的，第二宇宙速度只是一个特例。飞行器沿抛物线轨道脱离地球（引力控制）的逃逸速度由公式$V=\sqrt{2\mu/r}$决定，式中μ为万有引力常数与地球质量的乘积；r为航天器质心到地心的距离。不难看出，逃逸速度随高度增加（r变大）而降低，而且同一高度的逃逸速度总是环绕速度的$\sqrt{2}$倍。

（撰写：张云彤　刘恒振　审订：梁思礼）

disan yuzhou sudu

第三宇宙速度　third cosmic velocity　在假设的理想条件下（参见*第一宇宙速度*），地球上的物体飞出太阳系相对地心的最小速度。第三宇宙速度为16.6 km/s。地面上的物体在充分利用地球公转速度的情况下，再获得这一速度后，可沿双曲线轨道飞离地球。当该物体到达距地心93万千米处，便被认为已经脱离地球引力，以后就在太阳引力作用下运动。这个物体相对太阳的轨道是一条抛物线，最后脱离太阳引力飞出太阳系。航天器轨道速度由公式$V=\sqrt{2\mu/r+C}$决定，式中V为轨道速度；μ为万有引力常数与中心天体质量的乘积；r为航天器质心到引力中心的距离；C为积分常数，由航天器的初始位置和速度决定。$C<0$时航天器轨道为椭圆；$C=0$时为抛物线；$C>0$时为双曲线。第三宇宙速度是在r等于地球赤道半径（6378 km）的条件下求得的。迄今为止，虽然人类在航天活动中发射的航天器绝大部分没有超出地球引力控制的范围和太阳系，但是美国1972年3月2日发射的“先驱者”10号空间探测器1986年10月已飞越冥王星的平均轨道，2000年初它的位置距太阳约109.2亿千米，是日地间距离的74倍，最终将通过日球顶飞出太阳系。

（撰写：张云彤　刘恒振　审订：梁思礼）

diyi yuzhou sudu

第一宇宙速度　first cosmic velocity　在假设的理想条件下，飞行器不加动力在半径与地球半径相同的圆轨道上环绕地球飞行需要的最小速度。早期，人们在探索航天途径时，为了估计克服地球引力、太阳引力所需要的最小能量，引入了3个宇宙速度的概念。假设地球是一个圆球，周围也没有大气，物体不加动力使能环绕地球运动的最低轨道就是半径与地球半径相同的圆轨道。这时物体具有的速度是第一宇宙速度，大约为7.9 km/s。物体在获得这一水平方向的速度后，不需要再加动力就可以环绕地球运动，故又称环绕速度。实际上，环绕速度是随飞行器距地心的距离而变化的，第一宇宙速度只是特例。飞行器维持在圆轨道上运动的速度由公式$V=\sqrt{\mu/r}$决定，式中μ为万有引力常数与地球质量的乘积；r为航天器质心到地心的距离。不难看出，当飞行器的高度增加（r变大）时，其轨道速度将成比例下降。例如，地球静止轨道（圆轨道）卫星的质心距地面的高度为35786 km，其轨道速度3.07 km/s就是该高度上的环绕速度。

（撰写：张云彤　刘恒振　审订：梁思礼）

digegong tanceqi

碲镉汞探测器　HgCdTe detector　用碲镉汞材料制备的光电转换器件。碲镉汞材料可以看成是宽禁带的半导体碲化镉和半金属碲化汞的混合物，可用特定的方法将碲、镉、汞3种元素混合制成。其禁带宽度可通过改变元素的配比来调整，从而使碲镉汞探测器的响应波长在0.8～40 μm范围内变化。该探测器属本征探测器，有光导、光伏和金属绝缘半导体型。目前大量应用的是前两种。碲镉汞探测器的特点：(1) 碲镉汞的电子有效质量小而本征载流子浓度低，属直接带隙跃迁材料，吸收系数大，量子效率高，因而制成的探测器噪声低，探测率高。77 K工作温度，8～14 μm范围内的探测器性能已接近背景限；(2) 电子迁移率高，渡越时间短，响应谱带宽。光伏型时间常数约为1 ns，光导型的约为1 μs，适合于激光探测。对于1.55 μm的应用，HgCdTe价带有奇特的特性，即价带中相距价带顶下一个禁带宽度处存在分裂带。利用这一特性可获得高性能雪崩二级管。适用于激光通信和测距；(3) 工作在8～14 μm的光导碲镉汞探测器工作温度可提高到105 K。3～5 μm中波探测器可工作在175～220 K温度下，1～3 μm短波探测器可在更高的温度，甚至室温工作。目前，二维凝视阵列已做成1024×1024，短波已达2048×2048，一般采用光伏型。中波和长波主要应用于制导武器、侦察监视以及民用领域。短波主要用在地球资源探测和天文观测中。

（撰写：翟文生　审订：孙再龙）

dianxing dandao

典型弹道　typical trajectory　各种类型导弹具有代表性的理论弹道。在进行总体方案论证时，为协调导弹主要设计参数和研究导弹的动态特性，要进行典型弹道的设计和计算。弹道式导弹的典型弹道主动段为垂直起飞并按预定程序转弯，被动段为椭圆弹道。飞航式导弹的典型弹道分初始段、平飞段和俯冲攻击段。对岸舰、舰舰导弹而言，初始段又可分为爬高段、转平段；对空舰、空地导弹而言，初始段又可分为下滑段、转平段。地空导弹的典型弹道取决于制导系统类型、

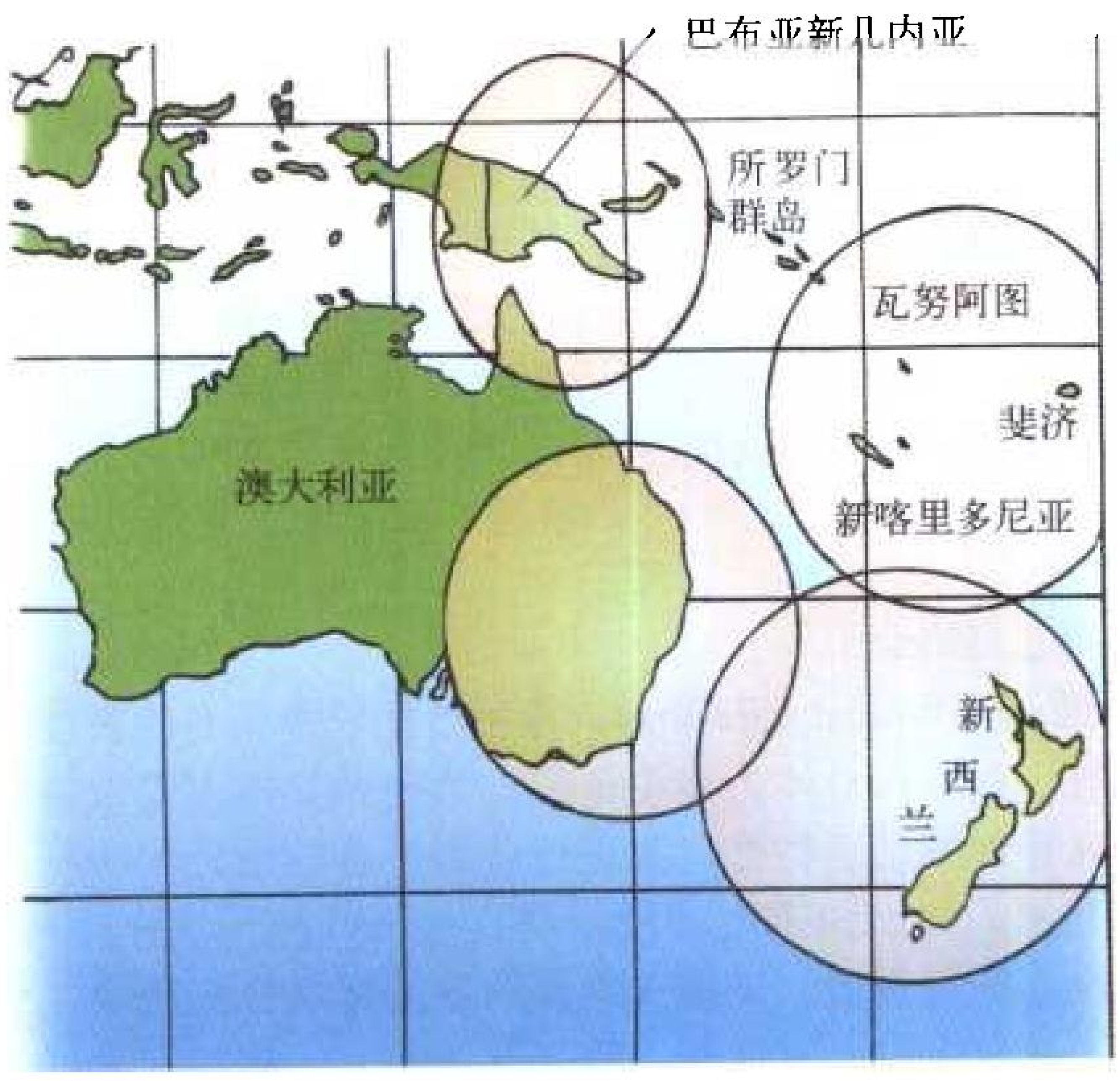
导引方法、导弹与目标的相互几何关系及目标的物理特性。
（撰写：邵继法 审订：关世义）

dianxing dianci weixie huanjing

典型电磁威胁环境 typical electromagnetic threat environment 敌方有意产生的电磁辐射、反射和散射，反辐射导弹的硬杀伤威胁，隐身飞行器的威胁，以及无意的自然干扰的电磁环境的集合。电磁威胁环境就是电子战环境，它是由使用电磁能的电子战系统构成的电磁环境，是将武器系统在实战过程中所面临的电磁干扰威胁环境所作的定量化描述，作为武器系统设计与研制、试验与考核的重要依据。在现代战场上武器系统面临的电磁威胁环境是极其复杂而且是瞬息万变的。它既与电磁威胁技术的发展水平有关，又与攻防双方投入技术装备的种类、性能和数量有关，而且还与各种电磁威胁装备的战术和技术应用情况有关。通常的做法是将电磁威胁环境规范化，根据威胁程度制定一个多级电磁威胁环境的技术规范。为了尽量逼真地确定武器系统的典型电磁威胁环境，应从以下几方面加以描述：(1) 在执行作战任务或电子对抗试验过程中，电磁威胁装备的种类、数量和配置。这些电磁威胁装备除有源和无源干扰、激光和红外对抗设备外，还应考虑目标采用隐身技术和反辐射导弹等对抗措施的运用；(2) 各种电磁威胁设备的功能和特性；(3) 各种电磁威胁装备的作战使命及其战术使用方式的运用。
（撰写：阮文杰 审订：吴 欣）

dian boshu

点波束 spot beam 一般指卫星通信天线向地球辐射电磁波的覆盖立体角很小，能量相对集中的单波束。因其投射到地球表面后覆盖的地表面积较小，从卫星上观察就像一个斑点，故名点波束。在通信卫星应用中，点波束由于辐射能量更加集中，其增益比全球波束和区域波束高出许多，有利于大幅提高局部地区（如某一城市或岛屿等）覆盖电平，从而显著提高系统在该地区的通信容量和抗干扰性能。因此，点波束在现代移动通信及军事通信卫星中已得到广泛应用。有时，点波束也可泛指没有特意赋形的简单笔形波束，而不论其覆盖立体角的大小。



“超鸟”C通信卫星的可控点波束覆盖区
（撰写：刘 波 审订：高选正）

dian fangyu fandao daodan

点防御反导导弹 point defense anti-missile missile 用来保护较小地区，对来袭弹道导弹在25～30 km以下高度进行末段拦截的导弹。目前使用的点防御系统和导弹是由中高空远程防空导弹系统改进发展而来的。例如已经实战使用的PAC-2“爱国者”导弹武器系统，其PAC-2导弹采用了双锥波束脉冲引信，宽波束用于飞机目标，而窄波束则用于速度较快的导弹目标。PAC-2导弹是反飞机和反导弹点防御两用导弹，其拦截战术弹道导弹的距离为10～20 km，高度约为5 km。目前重点研制的PAC-3“爱国者”导弹防御系统的“增程拦截弹”则是新型点防御导弹。它是一种小而轻的高精度动能拦截弹，可在30 km的距离上拦截战区弹道导弹。
（撰写：林玉琛 审订：张志鸿）

dianhuo

点火 ignition 在某种热源激发下，使一部分可燃物（火工药剂）温度升高而着火，形成局部火焰，又把邻近的可燃物推进剂点燃，火焰传播形成持续燃烧的过程。火箭发动机中有自燃和强制点火两种方式。自燃即混合气本身的温度足够高或产生强烈的放热化学反应而着火；强制点火，即由外部加入能量而着火，又称点燃。除采用自燃推进剂的液体火箭发动机外，一般都是强制点火。强制点火中最常用的方法有电火花点火、火炬点火、热射流点火和催化点火等。电火花点火又分为普通电点火和高能电点火；火炬点火又分为烟火器点火、单相和两相预燃室点火等。固体火箭发动机一般采用烟火剂点火器或小发动机方式提供点火所需的能量。
（撰写：王树声 胡善忠 审订：黄坚定）

dianhuo fangcheng jisuan

点火方程计算 firing equation computing 按照一定计算方程计算出发动机点火时刻的运算。凡属筒中弹射发射的导弹，包括陆基、车载或水下状态，弹射后控制计算机按敏感元件给出的测量参数进行实时计算，当导弹达到一定区域并满足一定倾角条件时给出点火命令，产生推力的发动机点火，导弹开始调姿并启动全弹的飞行控制程序。在多级火箭或多级导弹控制系统中，前一级发动机的关机方程计算也基本上等效于下一级发动机的点火方程计算。 （撰写：于伦正 审订：吴继全）

dianhuo kekaoxing

点火可靠性 ignition reliability 点火装置（系统）在规定的条件下和规定的时间内完成点火功能的概率。点火装置根据火箭发动机分配的可靠性指标，进行点火装置的可靠性设计，进行可靠性评估。为了提高点火可靠性，可以采用冗余设计。应在不同环境条件下进行发动机的点火试验，例如不同的力学环境、电环境、温度环境下的试验。表征点火可靠性的内容主要有：(1) 满足火箭发动机对点火延迟期要求的情况；(2) 满足火箭发动机对点火瞬变期的压强上升速率要求的情况；(3) 满足火箭发动机对点火过程所产生的冲击程度要求的情况；(4) 满足火箭发动机对点火装置结构尺寸、强度、质量要求的情况；(5) 满足火箭发动机对点火装置使用环境和贮存寿命及使用寿命要求的情况。为了提高点火可靠性，要求点火装置有足够的点火能量，使点火过程时间尽可能缩短，并要防止过高的起动压力峰。对于高空起动的发动机，由于高空环境的特点，容易造成点火超压和点火失败。例如，美国在研制“阿波罗”服务舱和登月舱姿控发动机时，发动机燃

烧室曾多次由于点火超压而被破坏。当时发现了两种类型的点火超压。第一种点火超压是由于在点火延迟期内燃烧室内积聚的推进剂发生爆燃;第二种点火超压与在先前多次点火过程中形成的富能物质的积累和爆炸有关。马夸特公司通过在结构上增加预燃室来降低第一种类型点火超压的频率和幅度,通过增加加热器,提高结构温度,使富能物质不易积存来消除第二种类型的点火超压,并采用了让燃料先进入燃烧室的程序,才最终解决了高空点火超压问题,提高了点火的可靠性。

(撰写:胡善忠　庄逢辰　审订:黄坚定　顾明初)

dianhuo wendu

点火温度　ignition temperature　能点燃燃烧室内推进剂的最低点火源温度。点火温度应比推进剂着火温度高。在固体火箭发动机内推进剂装药表面温度达到 T_{ig} 时被点燃,则认为温度 T_{ig} 就是最低点火温度。火箭发动机内不同的推进剂点火温度一般都不相同,这与推进剂性质、点火气流的状态、推进剂表面的状态等因素有关,推进剂越难以被点燃,点火温度越高,对其点火时需要提供的热量就越多。因此,在设计火箭发动机点火装置时,要考虑到各种不同的发动机类型和所用不同的推进剂种类等各种因素。

(撰写:胡善忠　审订:黄坚定)

dianhuo yali jianfeng

点火压力尖峰　ignition pressure aiguille　发动机点火过程中可能出现的一种瞬时压力急剧上升的现象。特点是压力很高,通常在50~100 MPa以上;时间极短,以微秒计,在时间—压力曲线上表现为尖峰。生成原因是由于推进剂点火延迟期长或程序放置不当,点火时在燃烧室中推进剂积存量过大,产生爆轰或硬式点火起动。氢氧发动机点火前要用氦气吹除,但残留的氦气与氢、氧混合成一定的比例时,也会产生爆轰。这种爆轰瞬间释放出大量的能量,形成巨大的燃气压力峰,对发动机有很大的破坏性。减小点火压力尖峰有下



起动压力尖峰图

p_c—燃烧室压力;t—工作时间

列方法:(1)减小起动流量;(2)非自燃推进剂超前点燃点火装置,以减少燃烧室中推进剂的积存量;(3)调整起动程序,以改变氧化剂与燃料进入燃烧室的次序。固体火箭发动机的点火压力尖峰是由于点火药量过多和推进剂药柱的侵蚀燃烧等因素引起的,点火压力峰值过高可能引起壳体爆破。

(撰写:王晋之　审订:谢光选)

dianmubiao

点目标　point target　幅员较小、可以表征为一个特定点的目标。点目标一般指区域最大尺度小于武器有效毁伤半径的目标;有时也定义为区域最大长度之半不大于武器有效毁伤半径1/5的目标。因此,点目标的概念是相对的。同一个目标,对某一武器系统被视为点目标,而对另一武器系统则可能被视为面目标。点目标可以是地面目标、地下目标、水面目标、水下目标和空中目标。它们还可以分为固定目标和活动目标两大类。典型的点目标如导弹发射井、水面舰艇、重型装甲车辆、战斗机、一处地面建筑及地下指挥中心等。

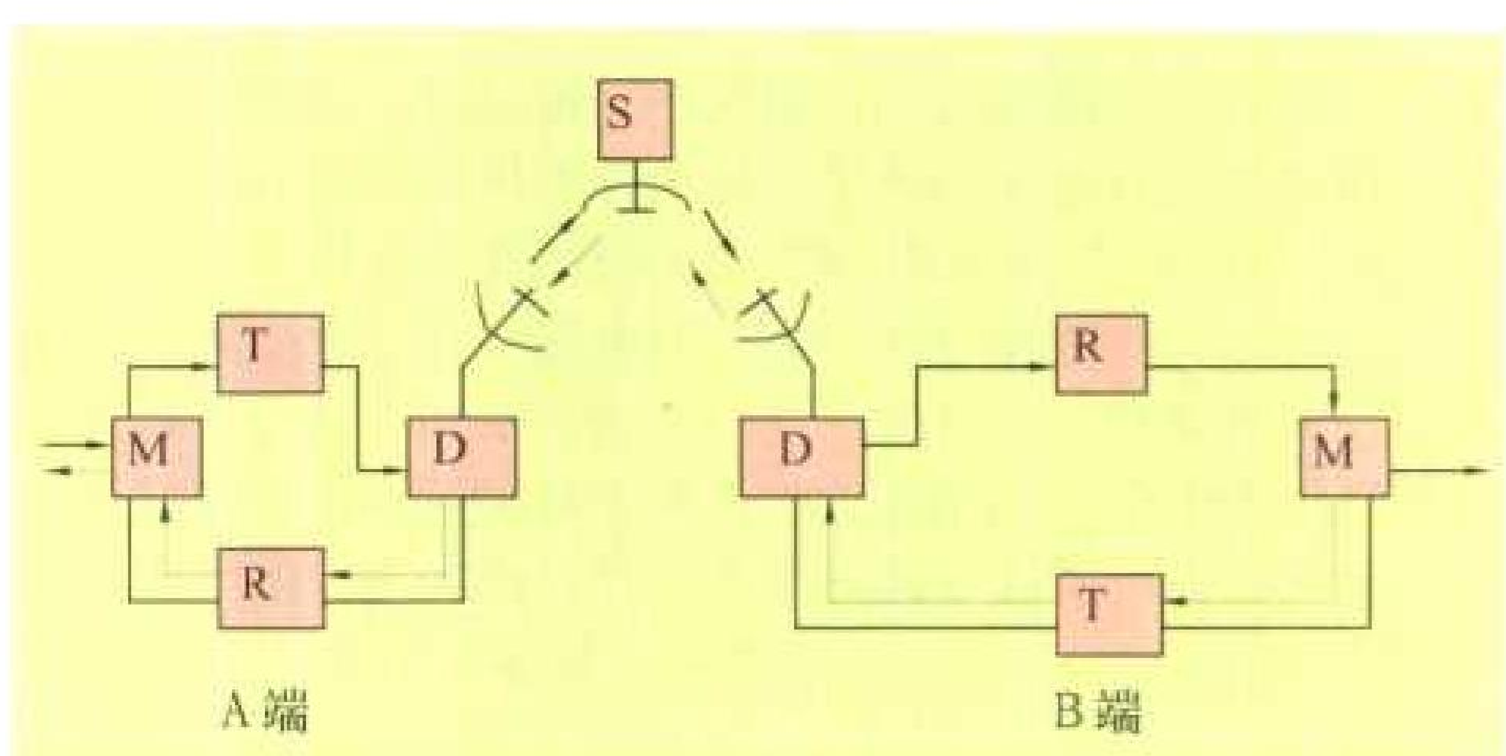
(撰写:郝文斌　审订:魏其勇)

dianbo chuanbo shiyan

电波传播时延　radio wave propagation delay　无线电波从甲地传播到乙地所经历的时间。电波传播时延 τ 可以用下式表示

$$\tau = S/c$$

式中 S 为无线电波传播距离(km);c 为光速(300000 km/s),也就是无线电波在自由空间的传播速度。当通过地球静止轨道的通信卫星通话时,其传播时延约有0.5 s,时延过长通话会明显感到不适,觉得回话滞后,或双方讲话“碰撞”(重叠)。这是电波传播时延所带来的第一个问题。电波传播时延的第二个问题是回波干扰,如图所示。当二线端、四线端电路耦合不平衡时,B端从A端收到的话音会泄漏一些到B端的发送端,回波传输线路再经卫星电路传输至A端,被A端自己收到,从而对A端产生干扰。在电话信号的基带中加装回波抑制器或抵消器,可以克服回波干扰。由于回波抑制器在收听对方讲话时,将自己的发送通路断开,从而防止接收信号因混合线圈的泄漏而再次被发送回A端。回波抑制器还能同时把A端的接收通路衰减加大,以使收到的回波减小。



回波干扰示意图

S—卫星;D—双工器;T—发射机;R—接收机;M—混合线圈;
——► 信号传输线路;◄······ 回波传输线路

(撰写:邝振勋　审订:郑松辉)

dianchi chongfangdian xunhuan shouming

电池充放电循环寿命　charging and discharge cycle life of battery　蓄电池失效前所达到的循环次数。蓄电池种类不同,循环寿命也不同。同一种蓄电池的循环寿命也会因结构形式、充放电深度、充放电电流大小以及环境条件的不同而有很大的差异。如锌银蓄电池的循环寿命可在几次至上千次内变化,镉镍电池可在几十次至几万次内变化。

(撰写:殷建成　审订:刘继光)

dianci fenli zhuangzhi

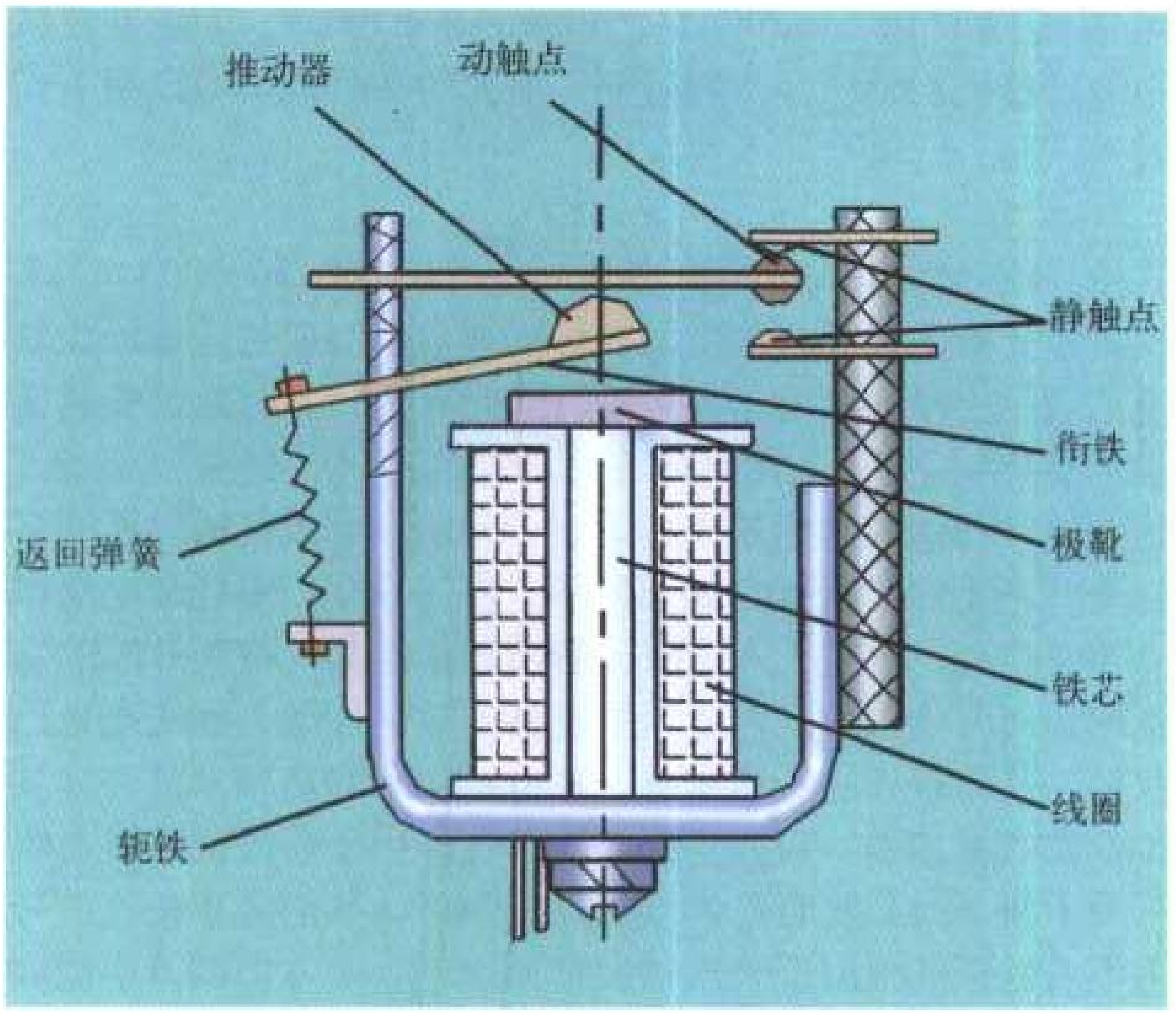
电磁分离装置　electromagnetic release device　利用电磁螺管通电时,电磁铁产生的电磁吸力,使锁紧装置解锁,从而

实现脱落—分离式连接器分离的解锁装置。电磁分离装置的优点是可以电控，安全可靠，插头可重复使用，易于和其它分离方式结合，如拉线分离装置与电磁分离组合使用，可提高分离的可靠性；缺点是结构较复杂，质量较大，成本较高。

（撰写：马宝国　审订：周世勤　刘坤山）

dianci jidianqi

电磁继电器 electromagnetic relay　利用输入线圈内的电流在电磁铁铁芯与衔铁间产生的电磁力驱动衔铁，使触点切换被控电路的继电器。它主要由电磁系统、传动机构和接触系统组成(见图)。由线圈、铁芯、极靴、轭铁等构成的电磁系



电磁继电器典型结构示意图

统将电能转换成电磁吸力；由衔铁、推动器、返回弹簧等构成的传动机构将电磁力转换成推动件的机械位移；由动簧片、静簧片(包括触点)与底座等构成的接触系统在推动件的驱动下，使触点切换被控电路。电磁继电器与其它类型的继电器相比，历史最长，应用最广泛。为满足军用、航空、航天等恶劣环境的要求，在拍合式的基础上发展到平衡衔铁式、永磁驱动式等高可靠性电磁继电器，并已成为当今的主流。

（撰写：赖自白　审订：刘筱洲）

dianci jianrongxing

电磁兼容性 electromagnetic compatibility　电子设备或系统在电磁环境中不受影响地正常工作而不会导致任何故障的能力。电磁兼容性(EMC)包含两个方面的互补的特性：(1)电子设备或系统正常工作，且不会影响其他设备或系统的能力；(2)电子设备或系统在规定的电磁环境下，不受影响而正常工作的能力。EMC是电子产品的重要特性，应贯穿到设计、生产、测试中。EMC定义覆盖很宽的频域，从直流到400 GHz，因而EMC技术含有丰富的内容。

（撰写：蒋轩祥　审订：耿秉坤）

dianci jianrongxing shiyan

电磁兼容性试验 electromagnetic compatibility test　在实验室或外场环境条件下，利用电磁干扰检测设备和电磁干扰产生设备，对系统、设备的电磁兼容性进行考核的试验。电磁兼容性试验的目的是考核系统、设备与外部系统、设备或电磁环境协调工作，而不互相干扰的能力。电磁兼容性试验包括电磁发射和电磁敏感度试验两类。电磁发射试验是测试被测系统、设备对外部产生的电磁干扰是否满足有关标准规范的极限值要求。根据电磁干扰传输途径，电磁发射试验又分为传导发射试验和辐射发射试验。电磁敏感度试验是测试被测系统、设备在有关标准规范规定或实际工作的电磁干扰环境下正常工作的能力。根据电磁干扰加载的方式，电磁敏感度试验又分为传导敏感度试验和辐射敏感度试验。电磁兼容性试验一般按选用的标准进行，我国常用的电磁兼容性试验相关标准有《军用设备和分系统电磁发射和敏感度要求》、《军用设备和分系统电磁发射和敏感度测量》等。另外，静电、雷电试验也属于电磁兼容性试验的范畴。

（撰写：孙月刚　审订：孙士平）

dianci maichong

电磁脉冲 electromagnetic pulse (EMP)　核爆炸产生的主要核效应之一，类似于闪电的一种高能量电磁现象。EMP主要是由于核爆γ辐射与周围介质的康普顿碰撞所造成的。这些碰撞产生康普顿电子流。这种电子流主要从爆点向外流动，如果电子流相对爆点是对称的话，则不会产生EMP，因为此时没有净电流流动，而核弹头的不对称、空气密度的梯度、地球的磁场和与地表面的靠近都会引起康普顿电流的分布偏离球对称。EMP的特征是强度大，高达10^5 V/m量级；频谱宽；覆盖区域广，可达数千千米。它可对电子设备造成极大的破坏作用，但持续时间很短，上升与下降时间与武器特性有关，其上升时间为10 ns量级，整个持续时间可用半幅宽度表示。如果采用相应的加固技术，EMP是完全可以防护的。

（撰写：蒋轩祥　审订：耿秉坤）

diancipao lanjie jishu

电磁炮拦截技术 electromagnetic gun interception technology　利用电磁力推进弹丸的武器技术。由于电磁相互作用的洛伦兹力在强电磁场加速器内可把抛射体(弹丸)加速到所需要的速度，而电磁传播速度为光速，理论上可能将弹丸加速到每秒数十千米，这样大的加速度与速度给系统带来了一系列技术问题。目前研究的主要发射装置有线圈炮、电热炮和轨道炮3种。其中轨道炮具有最高发射初速水平，但弹丸质量在1 kg左右；线圈炮具有发射大质量弹丸的前景，可发射上吨的质量，但初速难以达到2 km/s以上；而电热炮可能是近期应用于军事的武器，可望发射几十千克质量，达到2～3 km/s的初速。电磁炮技术在过去15年中发展较快，其难度也逐步被人们所认识，目前的发展速度已大大减慢。电磁炮的技术问题主要包括：电源与发电机技术，即单极电机和脉冲补偿电机技术；开关技术和电枢技术；轨道电磁特性和防热技术；超导技术在电磁炮上的应用问题；弹丸弹托与轨道磨损技术等。由于弹丸在稠密大气层中飞行减速与气动加热问题十分严重，因此电磁炮最好应用在空间战场上。空间发射器的研制带来的问题更多。只有在电磁发射器及其他相关技术上有质的飞跃才可能形成一种真正有效的拦截武器。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

diancishi daodan fasheqi

电磁式导弹发射器 electromagnetic launcher of missile　利用电磁力(安培力或洛伦兹力)作为推进动力来发射导弹的发射器。参见电磁炮拦截技术。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

dianci xitong

电磁系统 electromagnetic system 由磁路和线圈组成的组合体。它可以将电能转换成磁能，由衔铁驱动接触系统，完成切换电路的功能。广泛用于电磁铁、继电器、接触器、变换器、离合器、调压器及自控、遥控中操纵各种气阀、油阀的电磁活门等。从20世纪60年代开始发展了两种新式的电磁系统，即平衡衔铁式和平衡力式电磁系统，以适应航空、航天高空高速飞行和耐振动、抗冲击的要求：(1) 平衡衔铁式电磁系统是一种衔铁绕通过其质心的轴线作旋转运动，以闭合两个或多个磁路工作气隙的电磁系统，如图1所示；(2) 平衡

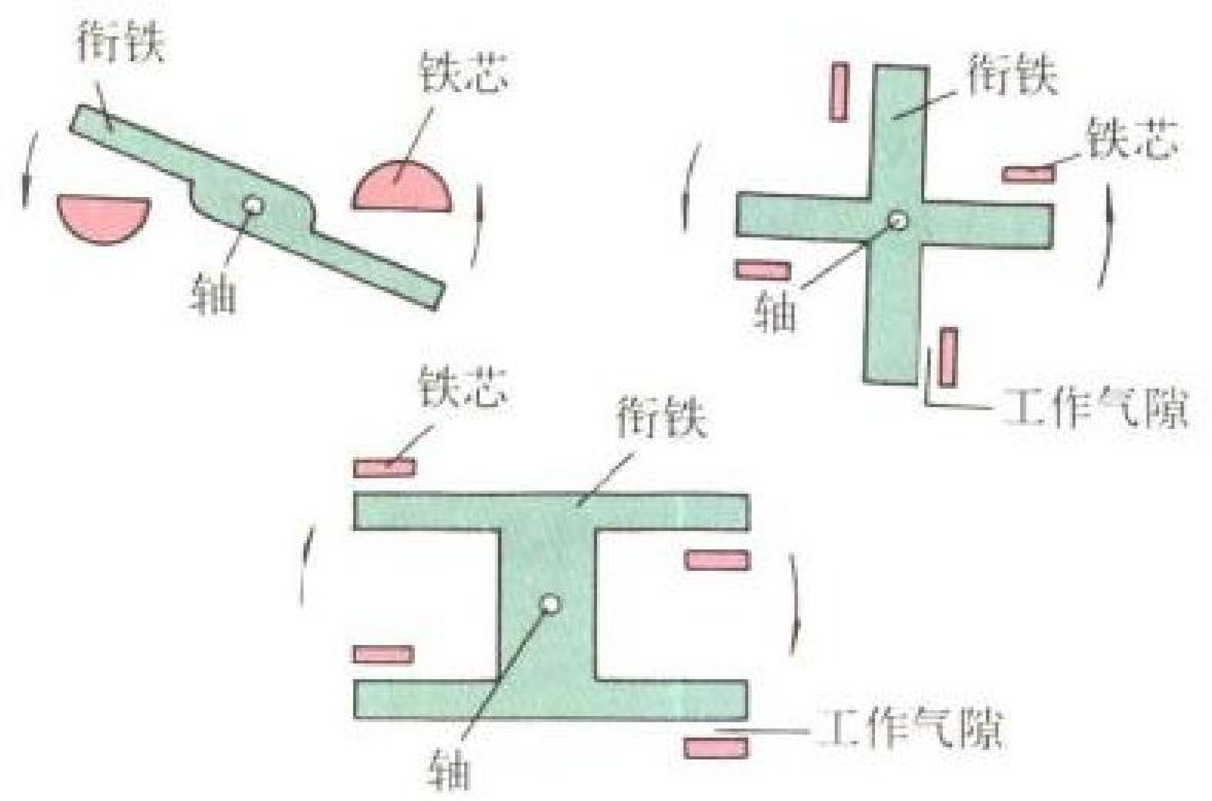


图1 平衡衔铁式电磁系统示意图

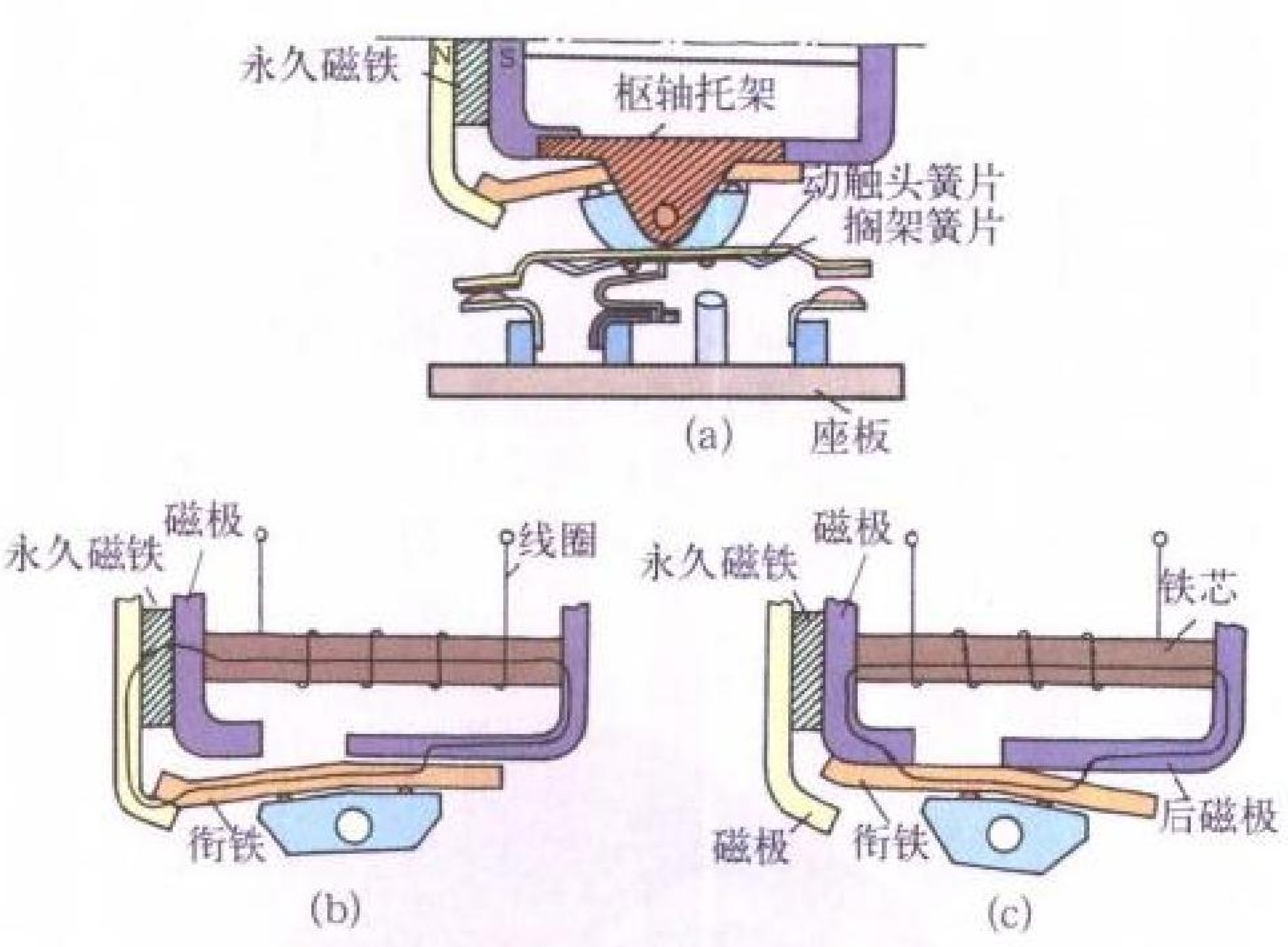


图2 平衡力式电磁系统示意图

(a)结构原理图 (b)线圈断电时，衔铁处于打开位置

(c)线圈通电时，衔铁吸合

力式电磁系统是以永久磁铁作为返回装置，且在断电状态下永久磁铁对衔铁的吸力与通电时极面对衔铁的电磁吸力大致相等的电磁系统，其构造原理图如图2所示。

（撰写：马宝国 审订：周世勤 刘坤山）

diancixian

电磁线 magnet wire 又称绕组线。用于绕制电工产品（电机、变压器、电器仪表等）线圈或绕组，产生电磁作用，具有薄绝缘层和优良电气机械性能的电线。其用途是通过电流产生磁场或切割磁力线产生电流，实现电能和磁能的相互转换。由导电线芯外加绝缘层组成，没有保护层和屏蔽层。线芯材料大多数用铜，也有用铝、铝合金、铜合金、镍铬合金等。绝缘层主要用有机合成高分子化合物（如缩醛、聚酯、聚氨酯、聚酯亚胺树脂等）、无机材料（如玻璃丝、氧化铝膜、陶瓷）等。为提高绝缘层的性能采用复合绝缘，即用两种以上的材料分层涂在线芯上取长补短提高绝缘层的综合性能；也可采用组合绝缘，即用两种不同类型的材料如玻璃丝和胶粘绝缘漆组成绝缘层。按电线的形状可分为圆线、扁线、带、箔等。按绝缘层分为漆包线、绕包线、无机绝缘电磁线和特种电磁线。漆包线的绝缘层是漆膜，通常漆膜较薄、均匀、光滑，有利于线圈自动绕制和增大电线在线圈内的密度，广泛用于中小型或微型电工产品中。绕包线用玻璃丝、天然丝、合成树脂薄膜或绝缘纸等紧密绕包在导电线芯上形成绝缘层。也有的在漆包线上再绕包绝缘层。通常绝缘层较厚，电性能较高，常用于大中型电工产品。无机绝缘电磁线用陶瓷、氧化铝膜等无机材料组成绝缘层，因其存在微孔，需用有机绝缘漆浸渍后烘干填孔。它耐高温，耐辐射，主要用于高温辐射场合。特种电磁线具有适用于特殊场合的绝缘结构和性能。电磁线结构很简单，但它是电线电缆产品中应用场合最多、使用最广泛的产品，它对电机、电气和电工产品的改型、缩小体积、减小质量和提高技术经济指标等都有决定性影响。 （撰写：马宝国 审订：刘坤山）

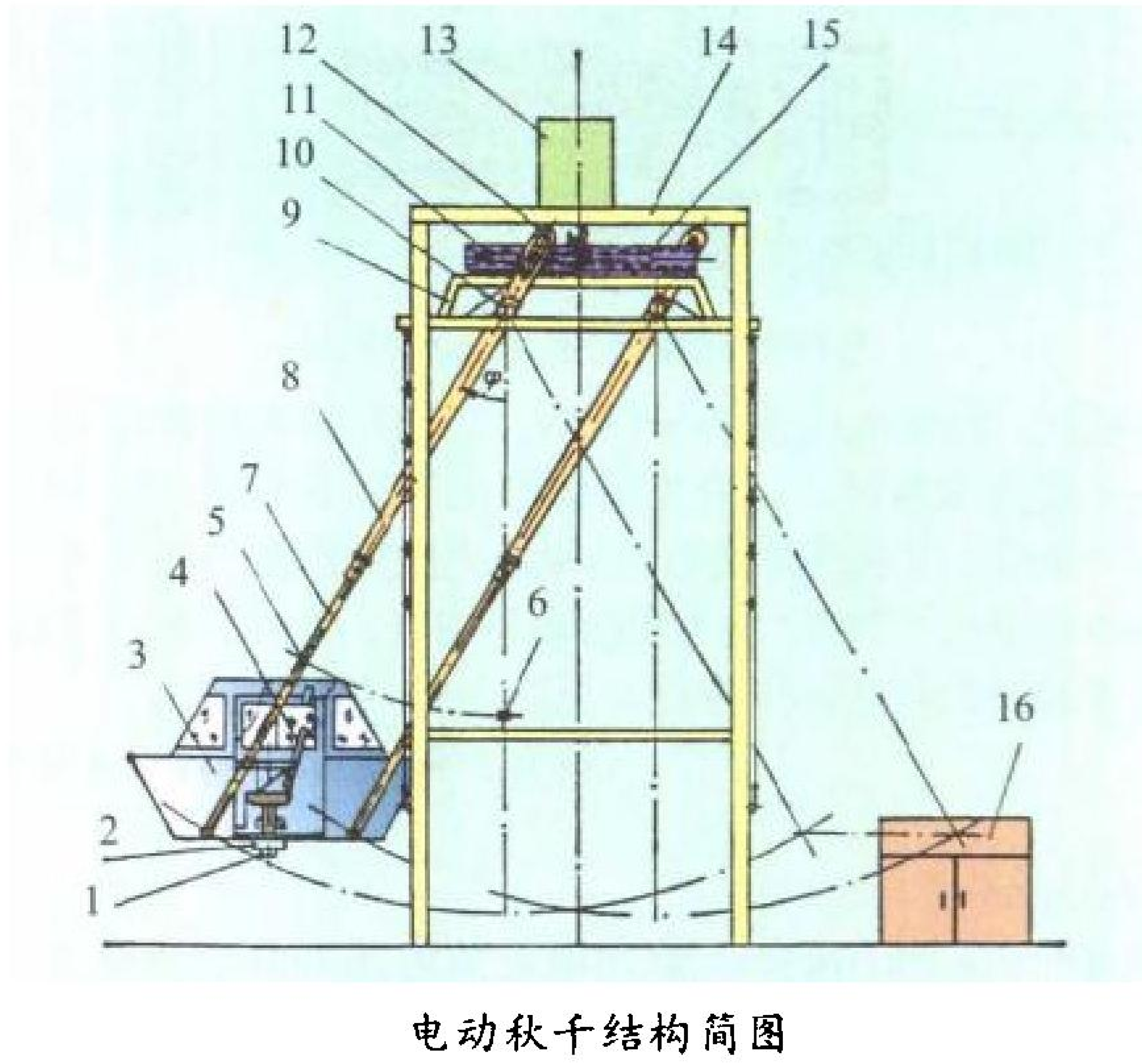
diandong sifu jigou

电动伺服机构 electric servomechanism 以电能作为直接能源的伺服机构。它用于操纵导弹舵面、摆动发动机或偏转喷管的运动，可分为直接控制式和间接控制式两种。直接控制式由伺服电动机、减速器和反馈元件组成，通过控制电动机的输入信号电压来改变电动机的输出转矩和转速，经减速器操纵负载运动。与间接控制式相比，其力矩惯量比小，快速性差，控制功率要求大。间接控制式由驱动微电机、电磁离合器、减速器和反馈元件等组成。由于离合器的力矩／惯量比大，而且在控制过程中驱动微电机接近恒速转动，故其惯性可不考虑，从而使其快速性好，所需控制功率亦较小。

（撰写：高可人 审订：王毓兰 包为民）

diandong sizhu qiuqian

电动四柱秋千 electric 4-pole swing 一种产生线性加速度的前庭功能试验模拟设备。电磁四柱秋千是一种诱发运动病的模拟设备，除用来作运动病研究之外，主要用来作航天员前庭功能耐力的选拔和训练。它由座舱、支架、悬臂、电磁动力装置和控制台组成。舱体由四根悬臂支承，电磁力驱



电动秋千结构简图

1—测速机；2—力矩电机；3—吊舱；4—转椅；5—铝片；6—无触点开关；7—下摆杆；8—上摆杆；9—大梁；10—摆动轴；11—方形电磁铁芯；12—作用臂；13—卷扬机；14—钢架；15—电磁铁线圈；16—控制台

动，可作前后方向摆动，与海军训练用的浪木相似，在摆动中舱体永远作平移运动。电磁四柱秋千主要是产生线性加速度刺激耳石。但也有的在座舱内设一可绕其中心轴旋转的座椅，完成对耳石和半规管的复合刺激。它的悬臂长度是可调节的，用以改变秋千的自然摆动频率，摆幅则是通过控制电磁力来改变。频率和摆幅是决定对人的刺激量的主要参数。由于电磁力做功抵消了气动阻尼和摩擦阻尼，所以摆动时间可以人为控制，视被试训者差异而定。

（撰写：张福冬　审订：魏金河）

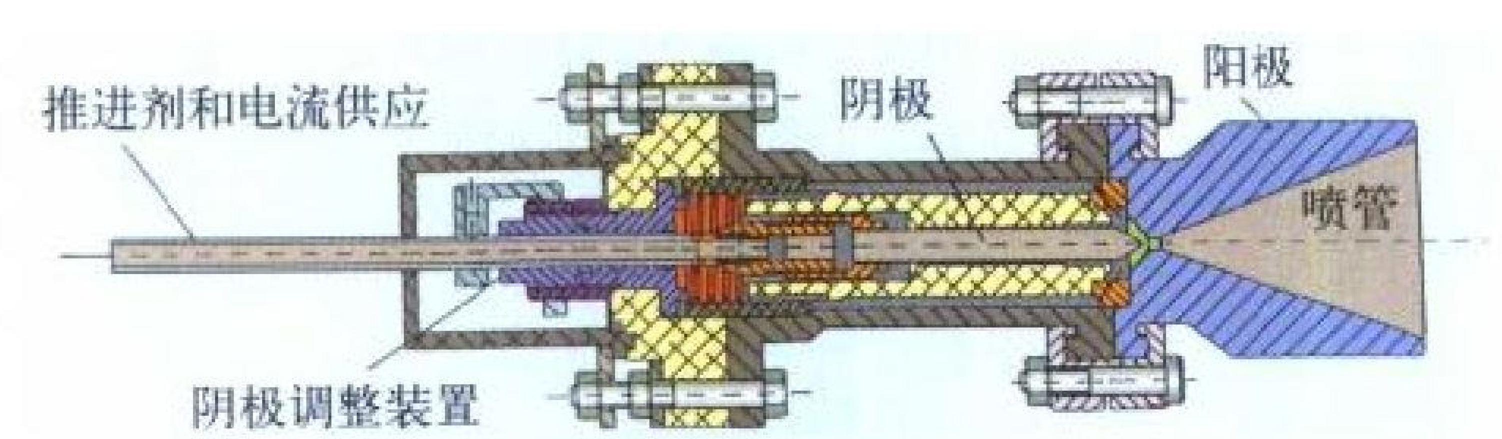
diandong yeya sifu jigou

电动液压伺服机构　electric hydraulic servomechanism　又称电液伺服机构。导弹姿态控制系统的执行机构。电动液压伺服机构用以接受控制系统指令，调制增压油液，放大功率并传递输出，操纵负载。它由电池、电机、油泵、伺服阀、油箱、蓄压器、作动器以及有关附件组成。该伺服机构所用的液压能源通常由电机或燃气涡轮带动液压泵获得。由于具有输出力矩大、力矩惯性比大、体积小、刚度大、精度高、响应快等一系列优点，它在导弹上获得了广泛的应用。其主要缺点是加工精度高，能源复杂，成本较高。

（撰写：王淑萍　审订：仲伟生）

dianhu jiare penqi fadongji

电弧加热喷气发动机　arcjet engine　又称电弧加热喷气推力器。用电弧放电加热的推进剂经喷管气动力加速喷射而产生推力的一种电热发动机。圆柱形阴极的头部紧靠喷管的喉部，喷管兼作阳极。当阴极与阳极间加点火电压并通入推进剂气体时，阴极头部与喷管喉部间产生电弧放电，推进剂被电弧加热后从喷管喷出。电弧放电中心的温度很高（10^3～10^4 ℃），因而比冲比电阻加热喷气发动机高，用肼作推进剂时，可以达到5000～6000 N · s/kg，用氨和氢作推进剂时，可以达到6000～10000 N · s/kg。它的气体加热过程是在阴极与阳极 环隙的空间进行的，因而其比冲和工作寿命不像电阻加热喷气发动机那样受壁面材料耐高温性的限制。它的电源变换器与控制系统比电阻加热喷气发动机复杂，有启动时瞬态和正常后稳态两种



电弧加热喷气发动机原理图

工作模式，放电电压为80～130 V，启动时需在阴极与阳极间加高电压点火脉冲。这种发动机的比冲属于中等，效率较低(25%～40%)，但启动时间短，功率推力比仅是离子和等离子体发动机的30%～50%，推力和功率范围宽，适用于中小型航天器的多种辅助推进和主推进，已在多颗卫星上应用。

（撰写：黄良甫　审订：吴国富）

dianhuojian

电火箭　electric rocket　利用电火箭发动机推进的火箭。电火箭发动机是一种用电能加速工质形成高速射流而产生推力的火箭发动机。由电源、电源交换器、电源调节器、工质供应系统和电推力器等组成。电源和电源交换器供给电能；电源调节器按预定程序起动发动机，并不断地调整电推力器的各种参数，使发动机始终处于规定的工作状态；工质供应系统贮存和输送工质；电推力器将电能转变成工质的动能，使其高速喷出产生推力。电火箭发动机按工质加速方式可分为下列3种类型：(1) 电热火箭发动机。它利用电能加热工质（如肼、氨和氢等），使其气化并经喷管膨胀加速喷出，产生推力。电热火箭发动机按加热方式又可分为电阻加热式和电弧加热式两种。(2) 静电火箭发动机。这种发动机的工质（如汞、铯和氢等）从贮箱经过电离室电离成离子，在引出电极的静电场力作用下加速形成射束。离子射束与中和器发射的电子耦合，形成中性的高速束流，喷出时产生推力。(3) 电磁火箭发动机。它利用电磁场对载流等离子体产生洛伦兹力的原理，使处于中性等离子状态的工作介质加速而产生推力。电火箭发动机与化学火箭发动机不同，能源和工质是分开的。电能由飞行器提供，一般由太阳能、核能和化学能经转换装置得到。工质常用氢、氮、氩和碱金属（汞、铯、锂等）的蒸气等。电火箭发动机比冲高，寿命长，但推力小于100 N，适用于航天器的姿态控制、位置保持和星际航行。

（撰写：傅炳辰　马诗龙　审订：王向阳　魏其勇）

dianhuojian fadongji

电火箭发动机　electric rocket engine　又称电推力器。用电能加热或电离推进剂并使其加速喷射产生推力的火箭发动机。电能由太阳能、核能或化学能转换后提供。推进剂常用氙、氨、肼、聚四氟乙烯等。电火箭发动机按推进剂加速方式可分为电热型、静电型和电磁型3类，每一类还可分为多种型式。其基本结构组成为电源、电源变换器与控制系统、发动机本体和推进剂贮存与管理系统。电源变换器与控制系统将一次电源的电参数变换成发动机各部件所需的电参数，并按程序控制发动机工作；通过调节电参数，使发动机处于预定的工作状态。推进剂贮存与管理系统用于推进剂的贮存、一路或多路输送、流量控制。发动机本体将电能转换成推进剂



RIT 10 离子推力器（比冲 30000 N · s/kg）

的动能而产生推力。电火箭发动机具有推力小（多为mN级）、比冲高（每千克几千至几万牛秒）、能长时间连续或间断工作（102～104 h）的特点，适用于在轨航天器的姿态控制、位置保持、阻力补偿、轨道转移以及星际航行等，与同用途化学火箭发动机相比，可减少推进剂携带量，增大有效载荷。其缺点是达到所需效果的工作时间长，研制长寿命和高可靠性发动机难度大，而且多数要求输入电功率较大。

（撰写：黄良甫　审订：吴国富）

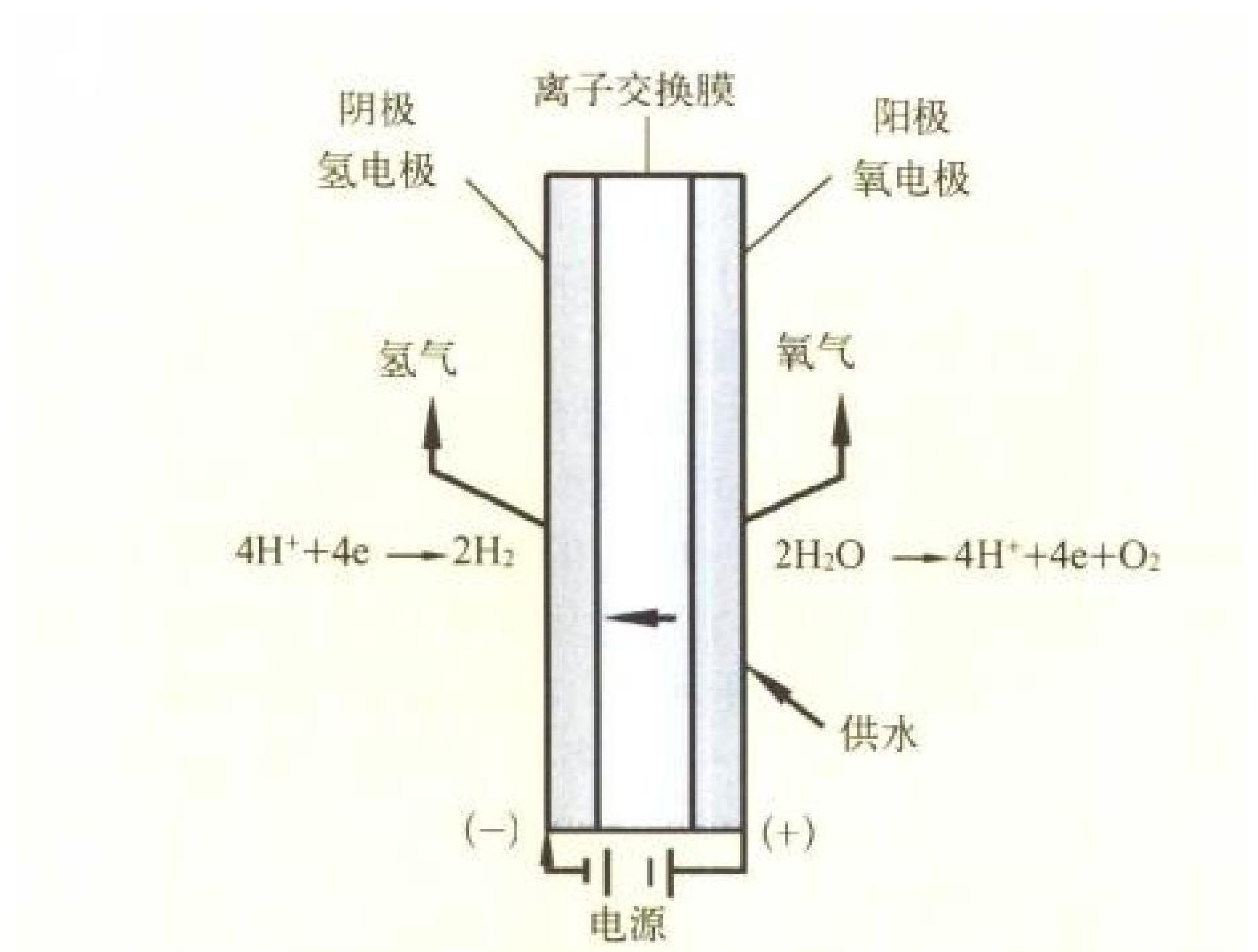
dianjiareqi

电加热器 electric heater 通常指电阻式加热器。航天器上常用的电加热器有薄膜型电加热器和铠装型电加热器。薄膜型电加热器由电阻元件夹在两片柔软的电绝缘材料之间制成。在一个电加热器内可以有一个或多个加热回路，这取决于是否需要冗余设计。有时候在一个电加热器内提供冗余回路，有时候用两个单独的电加热器提供冗余回路。电加热器是维持航天器设备或部件温度（或温差）的重要部件，常与控温线路、温度传感器一起组成控温回路。按照电加热器的用途，可分为控温电加热器、补偿电加热器和备用电加热器等。薄膜型电加热器的工作温度范围不超过 200 ℃，具有质量小和便于安装等优点，常用于航天器设备的加热、控温。铠装型电加热器由耐高温的结构材料和电阻丝构成，可承受 900 ℃的温度，通常用于推力器的加热控温。

（撰写：文耀普　审订：郭　舜）

dianjie zhiyang jishu

电解制氧技术 electrolysis oxygen generation technology 利用水电解法制取氧气和氢气的技术。电解制氧技术构成再生式生命保障系统氧循环回路的闭合，电解产生的氧气供给航天员呼吸，氢气回输到二氧化碳还原系统。空间用水电解制氧技术有两种基本类型：一类是固体聚合物电解技术；另一类是传统的碱性电解质制氧技术，有流动电解质和固定保持电解质技术之分。固体聚合物电解技术系统的电解质是一种全氟磺酸类的离子交换膜，其厚度仅为 0.3 mm 左右，此



固体聚合物电解反应

种材料的水饱和态是一种良好的离子导体，是进行水电解的唯一电解质，没有碱性或酸性溶液。系统的基本构型是在膜的两边制成电极，电极制作有化学镀、零极距和热压法。水合氢离子通过固体聚合物电解膜从阳极向阴极迁移，维持聚合物中的酸浓度，以便多于电解反应的水需求量的水通过电解电池组循环流动，散掉电解过程中产生的废热。氧和氢的产量可根据舱内氧分压的变化进行调节。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

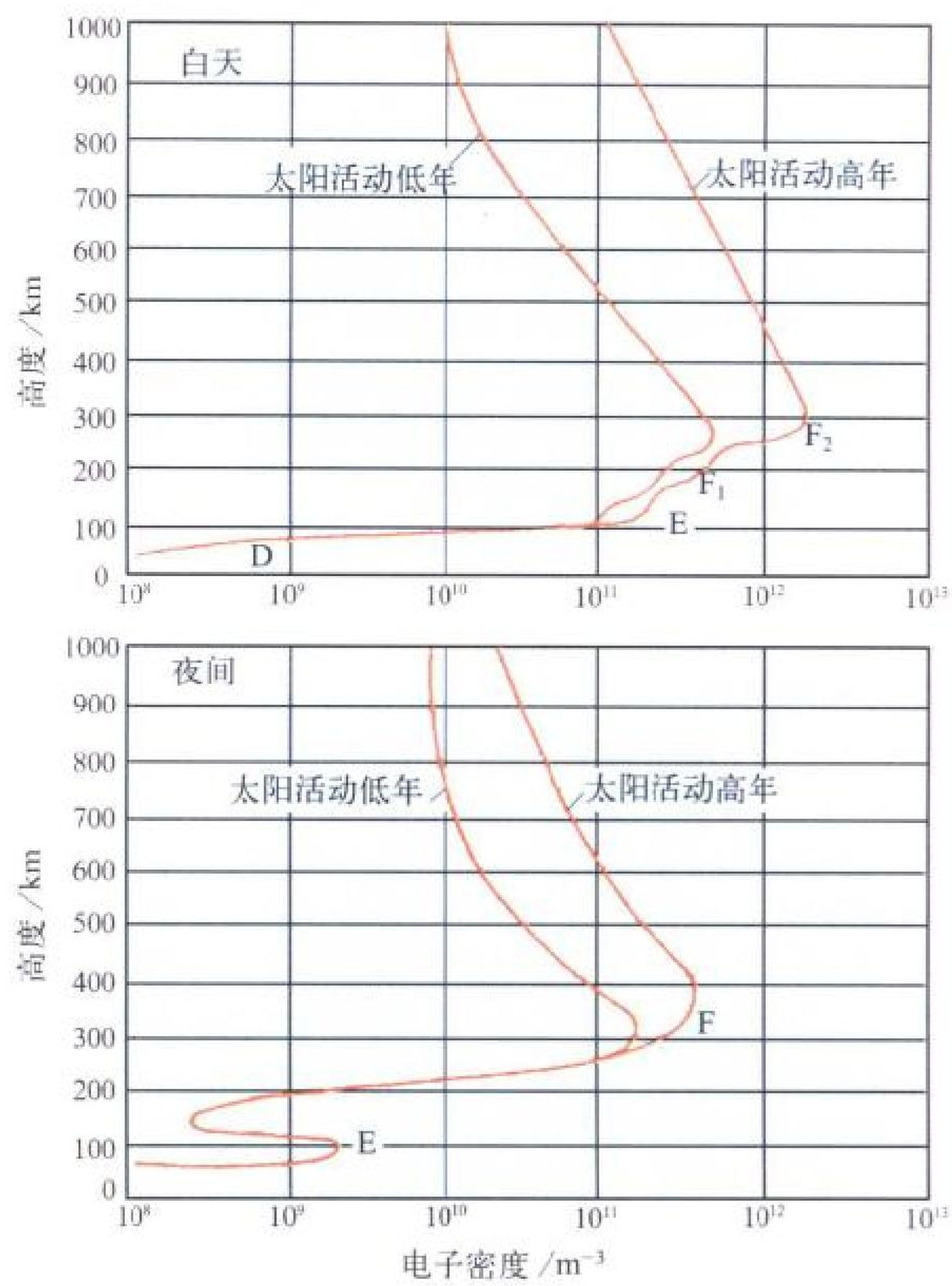
dianlangyong

电浪涌 surge 由于静电放电、电磁干扰、电磁脉冲和 γ 瞬态辐射等核辐射所引起的电压或电流的突然变化。电浪涌容易导致微电路逻辑状态的瞬态错误，甚至严重损伤或失效。它是空间计算机产生瞬态故障或错误的主要原因之一。地线、输入信号线、高速电路、储能元件是最易产生电浪涌影响的部位，应重点进行控制或抑制。有一点要特别注意，变化率的影响可能比幅值影响更大。

（撰写：蒋轩祥　审订：耿秉坤）

dianliceng

电离层 ionosphere 地球高层大气中电离的部分，由太阳高能电磁辐射、宇宙线和沉降粒子作用于高层大气，使之电离而生成的由电子、离子和中性粒子构成的能量很低的准中性等离子体区域。它是对无线电波传播有着重要影响的区域。它处在 50 km 至几千千米高度间，温度为 180～3000 K，其带电粒子运动受地磁场制约，因此又称电离层介质为磁离子介质。电离层按照电子密度随高度的变化又分为 D 层、E 层和



正常电离层电子密度随高度的分布及分层结构图

F 层（见图）。电离层参量是时间（时、日和季节）、空间（经度、纬度和高度）和太阳活动的复杂函数，所有高度上的电子密度都随地方时、季节和太阳活动而有重大的变化，在地理位置上随纬度有很复杂的结构。电离层的电波传播的效应是通信、导航定位和测控系统必须考虑的影响。

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

dianliceng bao

电离层暴 ionospheric storm 在太阳表面剧烈活动（如耀斑、日冕物质抛射等）期间，由于行星际粒子和场的变化（如太阳风增强、行星际激波）与地磁场相互作用引起与地磁暴近同时发生的电离层全球扰动现象。它表现为电离层F2层的异常变化，常在太阳表面扰动发生后的1～2天内出现，持续时间可由几小时到几天，作用范围涉及全球。极区变化最剧烈，中纬区变化较规律。按地磁暴发生时 F2 层临界频率的或升或降，电离层暴分为正相暴和负相暴，有时还有双相暴，即F2

层临界频率既有升又有降的情况。中高纬区多发生负相暴，它们的扰动持续时间长、强度大，不仅F2层临界频率下降，同时虚高升高，使分层混乱，D层电离大大增强，造成吸收增加，影响长波、短波传播，不仅造成信号衰落，甚至中断，破坏短波传播，而且引起长波相位异常。在低纬赤道区通常发生的是正相电离层暴。由于电离层暴起因于太阳活动，因此其出现频次和强度有着太阳活动的各种周期变化：11年变化，年度（季节）变化（二分季出现频率最高）和27天的重现性。

（撰写：孔克典　古士芬　审订：都　亨）

dianliceng buguizeti

电离层不规则体　ionospheric irregularities　又称电离层不均匀性。漂浮在正常电离层结构中的各种尺度的电离“云块”或“波状”结构。它们构成电离层的不均匀结构。最大不规则体的尺度可达几千千米，如电离层进行性扰动，其折射效应影响电波的传播路径和时延。最小的不规则体仅几十厘米，它引起甚高频（VHF）波的背向散射和卫星信号闪烁。不同尺度不规则体的生成机制不同，对电波传播造成的影响也不一样，如大尺度的不规则体起源于太阳爆发，中尺度的起源于重力波，小尺度的起源于不稳定的等离子体。它们会引起中、短波快速衰落和甚高频的前向散射。当然人为原因也可造成电离层不规则体，如大功率电波的电离层加热，航天器在电离层区的助推器点火或化学释放等。

（撰写：李　钧　古士芬　审订：都　亨）

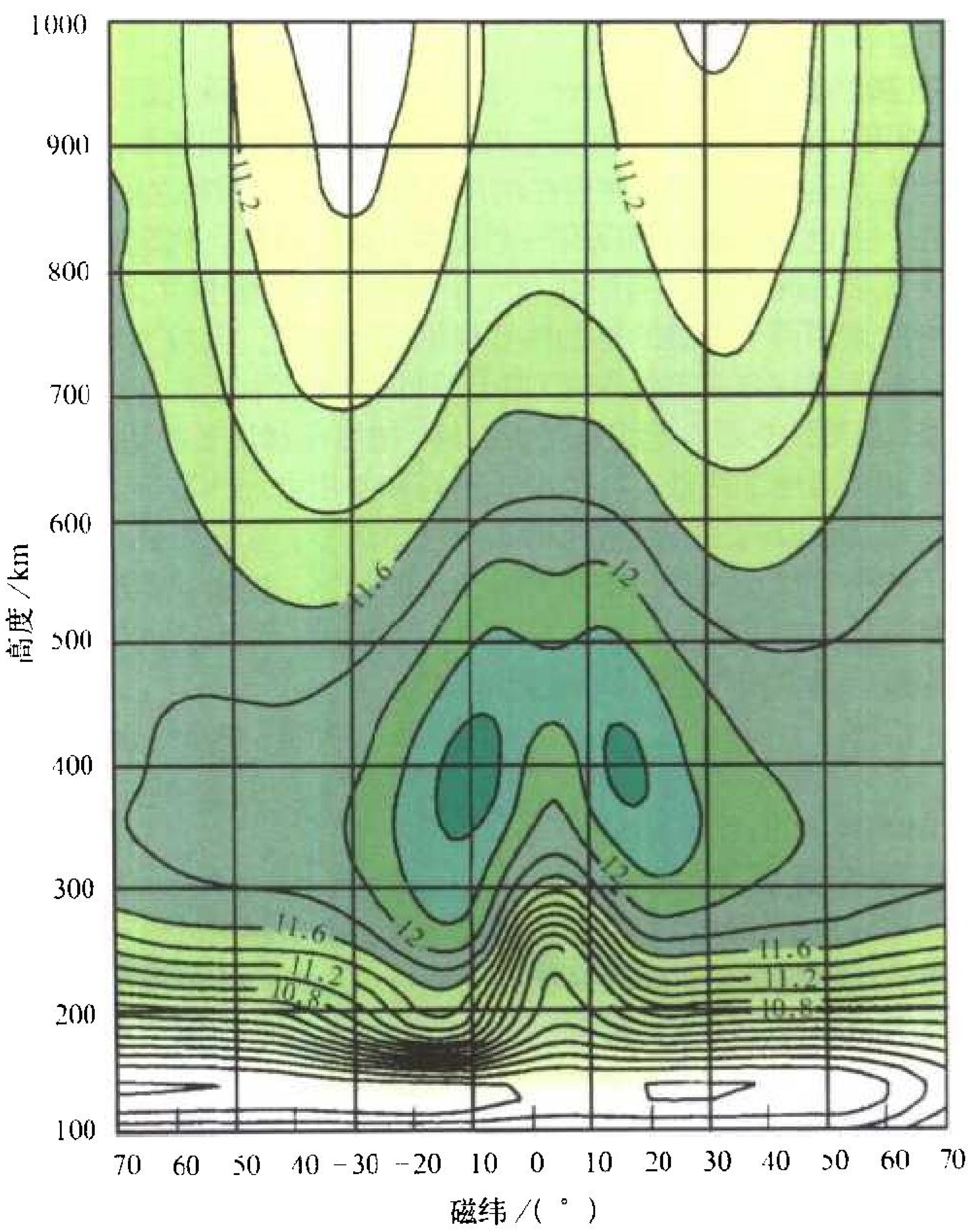
dianliceng dianbo chuanbo

电离层电波传播　radio wave propagation in ionosphere　研究电波在经过电离层等离子体传播时的规律、效应及其应用问题的学科。其基本理论是阿普尔顿—哈特里的磁离子理论，最基本的参量是传播介质的折射指数。由于电离层等离子体处于地磁场中，因而它是一种各向异性、具有双折射性质的介质。由于存在着带电粒子之间和带电粒子与中性粒子之间的碰撞，它对电波是衰耗性介质，是一种弱吸收介质，电离层介质与在其中传播的电波可以发生非线性效应；当存在粒子束等平衡状态的等离子体条件时，其中传播的电波具有放大特性。电离层对通过它传播的电波产生折射、散射、吸收、闪烁和法拉第旋转等效应，这些效应使得电波传播的速度、方向、相位、振幅和偏振状态等发生改变，从而影响通信和导航定位。电离层传播的研究一方面能够给出这些效应的大小，并提出减轻或消除这些效应的可能途径；另一方面可利用这些效应进行空间等离子体测量。

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

dianliceng moshi

电离层模式　ionospheric model　定量给出电离层的参量、变化特征及其分布的模式。它是空间环境模式中出现最早的模式之一，电离层的观测与研究已有近百年的历史。有关电离层的模式多种多样，既有经验模式，也有理论模式；既有具体层区的模式，也有具体地理区域上空的电离层模式，但国际上通用的参考性模式是国际参考电离层（IRI）。IRI是一个全球的电离层经验模式，是利用全球地面几百个电离层观测站及卫星的观测资料，由国际无线电科联和空间研究委员会联合从20世纪60年代后期开始发展建立的。随着观测数据的不断增多和理论研究的深入，不断推出新的IRI版本。它能提供全球电离层在给定的太阳活动条件下各有关特征参量



R_{12}=150，春季（4月），L·T（当地时间）=20:00时的电离层电子密度在高度—磁纬空间的对数等值线分布图

（电子密度、临界频率、电子温度、离子温度、离子成分和相对浓度、碰撞频率以及各层区的最大电子密度或临界频率、相应高度、总电子含量等）月平均的小时值；电子密度剖面；临界频率变化图；世界范围内某一高度上的电子密度等值线；电子密度在高度—磁纬空间的对数等值线分布图（见附图）。它与具体时刻实测值偏差可达25%。它的适用条件是：高度50～2000 km，纬度≤｜±60°｜的区域，太阳黑子数 R_{12}（12个月的流动平均）≤150。它不适用于电离层不均匀结构的特征表述。IRI被广泛应用于科学、工程和教育等领域。

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

dianliceng raodong

电离层扰动　ionospheric disturbance　对电离层正常状态的明显偏离现象。它是由太阳及地磁场等天然因素和飞行器系统工作、大功率电波加热、化学物质释放等人为因素引起的。太阳剧烈活动引起的电离层扰动主要表现为电离层暴、电离层亚暴、电离层突然骚扰，它们引起相应的无线电波传播效应，如极盖吸收、极光带吸收、通信中断等，严重影响电波传播，造成通信、广播、导航定位及卫星测控系统的质量和精度下降等。电离层扰动是电离层研究和预报的中心内容。

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

dianliceng shanshuo

电离层闪烁　ionospheric scintillation　电波通过电离层等离子体时，信号幅度和相位的快速变化。由于电离层等离子体中存在着大量的不规则体，当甚高频/超高频（VHF/UHF）电波信号通过它传播时，电波将会发生衰落、相位偏离和到达角变化等，表现为信号强度和相位快速变化的信号起伏现象。

电离层闪烁主要由F层的不规则体引起。由于电离层等离子体的不规则体是随太阳活动、地磁活动、时间和空间位置而变化的，因此电离层闪烁随着太阳活动、地磁活动、时间和空间位置以及工作频率而有着大的变化。电离层闪烁主要发生在200～1000 km高度范围内，而且高纬和赤道区250～400 km高度之间为主扰动带。当在90～100 km高度的E层的不规则体产生闪烁时，闪烁会有大的增加。电离层闪烁是夜间一个显著现象。在空间通信、导航定位和卫星测控系统工作频率不断提高的今天，电离层闪烁已成为空间等离子体影响这些系统质量最严重的因素，如何对电离层闪烁进行预报已成为传播效应非常必要的研究内容。

（撰写：古士芬 审订：都 亨）

dianliceng turan saorao

电离层突然骚扰 sudden ionospheric disturbance 向日侧低电离层电离度突然增加的现象。它起因于太阳耀斑爆发时所发出的强度极大的紫外线辐射和X射线辐射，使该区电子密度急剧增大，持续时间为数分钟到数小时。发生频次随太阳活动的增强而增加。电离层突然扰动使得经过该区传播的中、短波吸收剧增，信号衰落，甚至中断；而由于宇宙噪声强度减弱，长波和超长波相位异常，无线电信号增强。

（撰写：孔克典 古士芬 审订：都 亨）

dianliceng yabao

电离层亚暴 ionospheric substorm 在磁层亚暴发生时，由于磁层和电离层间的耦合作用，大量沉降粒子进入电离层高度区，大大增加该区电离度，从而引起电离层剧烈扰动的现象。亚暴电流楔使得大量起源于中心等离子体片的沉降粒子和边界等离子体片的粒子沉降，并引起电离层亚暴。它的主要特点是首先在高纬区D层和F层电子密度发生强烈的变化扰动形态变得极为复杂；然后中、低纬电离层区呈现扰动态。极区的电离层强烈变化可使得通过该区的电波信号大大衰减，甚至会使短波通信中断，造成类似极盖吸收之类的电波效应。电离层亚暴同电离层暴一样是空间环境预报必须关注的重要方面。

（撰写：古士芬 审订：都 亨）

dianlianjieqi

电连接器 electric connector 又称接插件、插头座。用于电气连接的可卸机电器件。电连接器一般由插头和插座两部分组成。通过插头和插座的插合，为电子设备和其他设备提供电气连接，以便设备的组装、维修和置换。电气连接形式分永久式、半永久式和可卸式。永久式如焊接、压接；半永久式如钎焊、绕接。电连接器连接属可卸式。电连接器按工作频率分为高频连接器、低频连接器、中频连接器等；按电气要求分为通用连接器、大功率连接器、高电压连接器、脉冲连接器、低噪声连接器、精密同轴连接器等；按环境要求分为环境型连接器、密封连接器、高温连接器、低温连接器等；按特殊结构分为混装式连接器、组合式连接器、旋转式连接器、无插拔力连接器、滤波式连接器、橡胶连接器、光纤连接器、脱落一分离式连接器、紧急关车连接器等。对电连接器的要求是连接可靠、使用方便、机械强度高、电接触性好、绝缘性好及环境适应能力强等。随着航天、导弹、电子计算机等技术的发展，电连接器正朝着高可靠、长寿命、小型化、系列化、标准化和多功能等方向发展。

（撰写：马宝国 审订：刘坤山）

dianlianjieqi fenli jigou

电连接器分离机构 electric connector unplugging mechanism 在发射瞬间将电连接器与导弹自动分离的机构。导弹装在发射装置上，检测和执行发射程序时一般都要通过电缆及电连接器进行信号传递和获得地面电源，导弹发射瞬间必须使电连接器迅速而可靠地分离，以免影响导弹飞行。因此、电连接器分离机构是导弹发射装置必不可少的机构。电连接器分离机构主要有以下形式：(1) 四连杆机构和拉紧机构，其分离力直接来自导弹相对于发射装置的运动，不需要控制；(2) 机械手，电连接器在本身微电机带动下自动分离，机构通过液压或机械传动使电连接器离开导弹；(3) 弹簧储能机构，通过电磁铁解锁，用弹簧力使电连接器自身弹簧解锁分离，同时使电连接器离开导弹。以上3种形式的机构分离后的位置均不妨碍导弹运动并发出到位信号。

（撰写：全 伟 审订：李淑瑛）

dianliu xielou

电流泄漏 current leakage 航天器太阳电池金属连接部分与等离子体接触时，流向等离子体的电流。由于传统太阳电池的金属连接部分不能做到与环境完全屏蔽，这些连接部分与空间等离子体之间有电位差时，它们吸收或排斥等离子体带电粒子，于是航天器和空间等离子体之间就有电流流动。这相当于在航天器工作系统中并联了一个回路，从而消耗电源的有效功率。初步实验表明，电流泄漏是随电压非线性变化的。在设计航天器时必须考虑电流泄漏，以保证太阳电池阵在任何时候都能提供足够的电能。

（撰写：吴中华 审订：都 亨）

dianlu guzhang geli

电路故障隔离 fault isolation of circuit 在检测并定位到某一电路的故障后，自动或人工将该故障电路与系统的其他逻辑电路隔离，切断其所有的输入输出接口，消除对其他电路和系统的影响的技术。为支持故障隔离，必须制定电路的故障模式规范，建立隔离策略，在电路设计中附加安全隔离设施。某些难以自动隔离的故障需要人工干预，在系统设计中应采用热插拔模板和部件等设施。电路设计时必须首先考虑该电路发生故障时是否会损坏其他电路的安全性。

（撰写：陈作人 审订：蒋轩祥）

dianlüboqi

电滤波器 electric filter 简称滤波器。广义定义为：电系统中一个以某种规定方式将输入信号变换成所要求的输出信号的传输网络。这些信号可以用时间或频率来描述。狭义定义为：电系统中一种有频率选择作用的装置。即根据需要消除或抑制某些频率的信号，对其他频率的信号无衰减或衰减很小，从而完成滤波作用的装置。理想滤波器通带和阻带之间截然划分，没有连续性；实际滤波器则有一过渡带，此带愈窄，截止愈尖锐，对滤波器的要求愈严格；通常以滤波器传送出去的功率是输入功率一半的半功率点作为频率截止点。按使用的元件中是否包括有源器件分为仅使用电阻、电容和电感等的无源滤波器，以及使用包括电子管、晶体管和运算放大器等的有源滤波器；按通过的频带范围可分为低通滤波器、高通滤波器、带通滤波器、带阻滤波器和全通滤波器等；按使用的元件类型可分为电感电容 (LC) 滤波器、阻容 (RC) 滤波器、电容滤波器、电感滤波器、晶体滤波器、陶瓷滤波

器、微波滤波器、分布阻容滤波器、数字滤波器、开关滤波器和机械滤波器等；按结构形式可分为梯形滤波器和桥型滤波器。对滤波器的一般要求是通带的衰减小，特性阻抗的频率特性稳定，阻带的衰减大，通带与阻带的分界明显。电滤波器广泛应用于现代通信、无线电电子系统、控制系统、电力系统的信号处理和用电设备等中。

（撰写：马宝国　审订：刘坤山）

dianqudong lunshi zaiche

电驱动轮式载车　electric driven vehicle　装备有地空导弹武器系统运载筒弹（导弹装在发射筒内的总称）、发射转塔、制导（搜索）雷达、发射架、发射控制设备和数据处理设备等，并能给装于车内的设备提供使用环境条件、电源和完成导弹发射的一种车轮由牵引电动机驱动的运载车辆。电驱动轮式载车具有装甲形状的车体，坚固耐用。车体内分驾驶舱、作战舱和动力舱。作战舱内装有各种控制、数据处理、空调设备等。动力舱内装有动力组合（发动机及辅机、主发电机、充电机、主液压泵等的总成）、空调压缩机等。车体上面装有发射转塔、发射架、制导（搜索）雷达、筒弹等。电驱动轮式载车具有结构紧凑、集成化程度高、机动性能好、行进中车体底面离地高度可调、适应环境温度范围宽（-40～50 ℃）、操作使用方便和具有一定防护能力等特点。目前该种车型已是地空导弹武器系统装备部队的车型之一。

（撰写：李淑瑛　审订：王武贤）

dianre fadongji

电热发动机　electrothermal engine　又称电热推力器。用电能加热的推进剂经喷管气动力加速喷射而产生推力的一种电火箭发动机。电热发动机可分为电阻加热喷气发动机、电弧加热喷气发动机和微波加热喷气发动机等。几乎任何气体，包括载人航天器的生物废气，都可以作为推进剂使用，但肼、氨和氢的性能较好。当用肼作推进剂时，可与航天器上使用肼的化学推进系统共用贮箱和管路。电热发动机体积小，质量轻，推进剂的绝大部分是以中性气体分子形式喷出，且羽流扩散角较小（小于20°）。与其他电火箭发动机相比，它在航天器上布置、安装简单，羽流污染较小；缺点是其内壁材料对加热温度有一定限制，比冲较低（3000～10000 N·s/kg），工作寿命较短（500～1500 h）。这种发动机适用于中小型航天器的姿态控制、位置保持和轨道转移。

（撰写：黄良甫　审订：吴国富）

dianshi daoyintou

电视导引头　television seeker　利用安装在导弹上的电视摄像机作为探测目标的传感器，测量出目标在空间的角坐标并对目标锁定和跟踪，进而控制导弹飞行、攻击目标的一种导引装置。电视导引头按其功能分为：自动寻的电视导引头、人工装定的电视导引头和捕控指令电视导引头。自动寻的电视导引头可自动搜索目标（通过导引头的光学系统作机械扫描实现），对实时摄取的电视图像进行检测，一旦发现目标就转入截获和自动跟踪，导引导弹攻击判断的目标。人工装定的电视导引头则是火控操作手在导弹从发射平台发射前人工锁定目标，导弹发射后自动跟踪和攻击预先锁定的目标。捕控指令电视导引头比人工装定的电视导引头增加了一套图像数据链。导弹发射后，弹上图像发射机把导引头实时摄取的图像信号传送给机载图像接收机，并显示在操作手的监视器上，操作手发现目标后，人工锁定目标，使导引头转入自动跟踪，攻击目标。此外电视导引头还有无线／有线指令全程制导方式。电视导引头工作波段为380～1100 nm，按能量的强弱分为可见光电视导引头和微光电视导引头。电视导引头主要由光学系统构成的光学舱、电视摄像机、电子跟踪器或信息处理器、伺服机构及稳定系统构成。电视导引头主要应用于空地导弹、航空炸弹等武器。电视导引头作为制导手段隐蔽性好，抗干扰性强，缺点是受气象条件（能见度、云、雨、雾）及昼夜的影响较大。电视导引头属被动式导引头，可与其他导引头复合使用。

（撰写：贾玉林　审订：张万清）

dianshi genzong jishu

电视跟踪技术　television tracking technique　利用电视摄像机摄取场景的可见光图像，由图像处理和跟踪算法对所研究场景内的给定子图区域进行匹配和定位，以及由随动系统实现实时自动瞄准过程的技术。电视跟踪系统的成像传感器技术成熟，并已实现商品化、标准化和系列化，具有结构紧凑、成本低、灵敏度和空间分辨率高等优点。白天受太阳散射的背景干扰严重，夜晚工作受限制等是其缺点。电视跟踪采用的算法有波门视频跟踪、边角跟踪、形心跟踪和相关跟踪等。上述这些算法在抗干扰性能、算法复杂性、实用性、自适应能力、对图像尺寸溢出波门的适应性等指标上各有其优缺点，可在跟踪过程中的不同阶段选用。采用大规模集成电路硬件的成像跟踪器，可以对运行的算法进行优选，实现智能跟踪，完成多目标跟踪、记忆跟踪、目标优先权选择和关键瞄准点选择等特殊功能，有条件地实现跟踪过程中跟踪窗尺寸和阈值的自适应设置等。电视跟踪技术已被全部应用于红外成像跟踪器中，后者根据本身的特点又有所创新和发展。电视跟踪技术和红外成像跟踪技术相结合，互相补充，可使光学波段内图像跟踪技术更趋完善。

（撰写：陈光余　审订：孙再龙）

dianshi shuzi chuanshu ji shuzi yasuo jishu

电视数字传输及数字压缩技术　digital television transmission and digital compression technique　将模拟制电视信号，经脉冲编码数字化变换处理，变成“1”和“0”状态离散信号（数字化信号）传输的过程，称为电视数字传输。为降低数字化后数字信号传输码速率要求，进而降低对传输信道的带宽要求，所采取的去掉图像信号在结构上和统计上的多余度，以及对于人的视觉能力来说过剩的图像空间、时间、层次上的细节的各种措施和方法，称为数字压缩技术。数字压缩技术概括起来主要有预测编码和变换编码两种类型。预测编码有帧内预测和帧间预测之分。常用的变换编码是正交变换编码，如离散余弦变换编码。按传输图像类别分，国际上主要有H.261标准和MPEG标准，前者适用于$p \times 64$ kbps码率，其中p =1～30，并可实现不同彩色电视制式之间的连接。这是最完整的有关会议电视编码压缩技术的标准（建议）。后者为广播级传输质量标准，现已发展到第四个阶段，称为MPEG—IV。目前，压缩后的活动图像数码率可到2 Mbps，质量为广播级。模拟电视含伴音所占带宽为6.5 MHz，直接传输对信道带宽要求不高，用FM方式的卫星传送约20 MHz左右。模拟电视数字化后，按CCIR601标准为216 Mbps，这样的数码率，在一般卫星通信转发器信道和地面微波中继信道中都是无法传送的，必须在进行压后缩才能传递。这也就是电视数字压缩的缘由。

（撰写：邝振勋　审订：郑松辉）

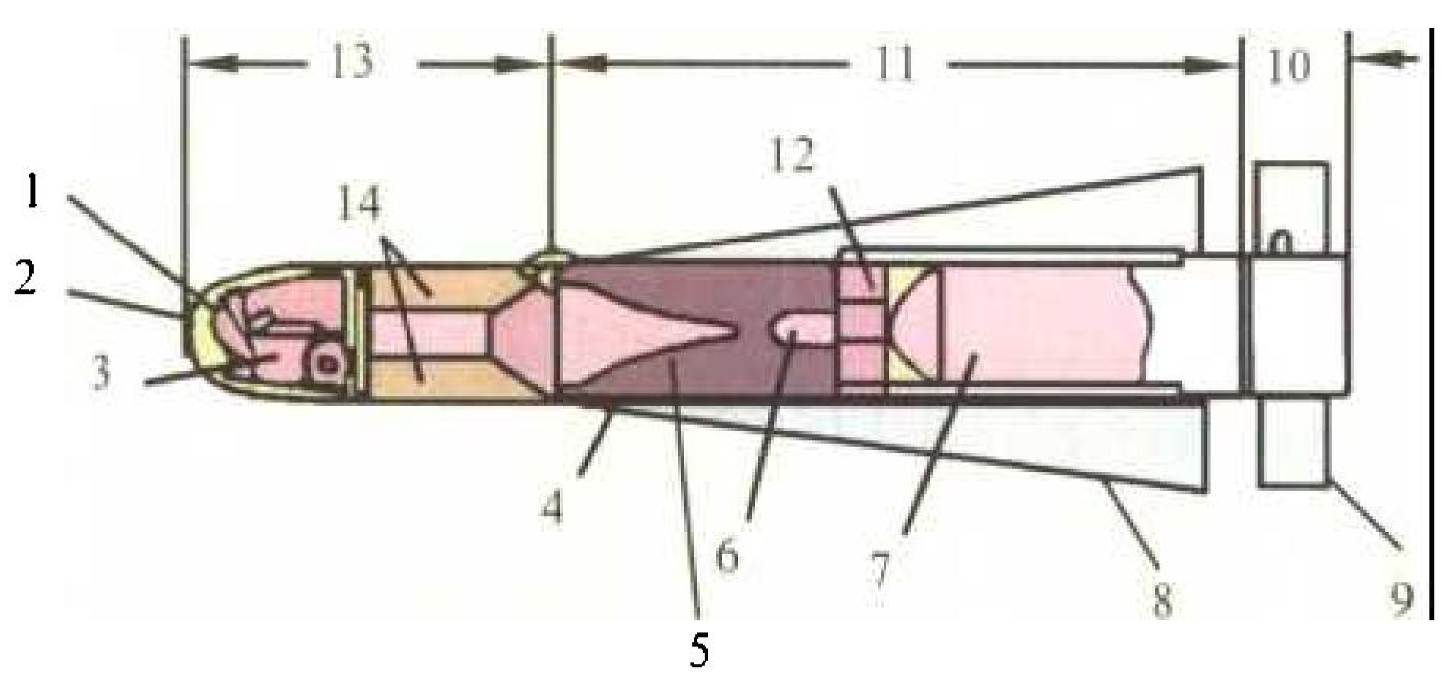
dianshi zhidao

电视制导 television guidance 利用电视摄像机获取目标图像信息，形成控制信号来控制导弹飞向目标的制导方法。按照所摄取目标辐射或反射光的波长可分为可见光电视制导和红外电视制导。利用电视跟踪器跟踪和测量目标位置，并依此形成指令，由指令装置传至导弹控制系统，控制导弹飞向目标。可见光电视制导具有技术上比红外电视制导成熟的优点，但只能用于能见度较好的场合。红外电视制导则有较好的全天候作战能力。机载发射的可见光电视制导和红外电视制导的对地导弹均已研制成功。电视制导的优点是不受无线电干扰，隐蔽性好，并能提供较好的识别信息；缺点是受云雾等气象条件的限制，作用距离较近。

（撰写：戚 科 何立萍 审订：王毓兰）

dianshi zhidao daodan

电视制导导弹 television guided missile 用电视摄像机组成制导系统的导弹。已使用的电视制导导弹主要有两种。一种是电视加指令制导导弹。它用弹上电视摄像机摄取目标图像信息，通过数据链发送给导引站。导引站根据在电视荧光屏上显示的目标图像人工或自动锁定目标，并通过自动或人工手动方式测定位置偏差量，形成导引指令，发射给导弹。导弹接收到指令后，由弹上控制系统控制导弹飞向目标。另一种是电视寻的制导导弹。它利用弹上电视摄像机摄取背景较



典型电视寻的制导导弹外形结构示意图

1—接触传感器；2—整流罩；3—电视或景像放大电视导引头；4—主要布线线路；5—聚能爆破战斗部；6—安全机构；7—火箭发动机；8—弹翼；9—控制舵面；10—尾部；11—中部；12—热电池；13—前部（制导与控制）；14—电子设备

简单的目标图像位置偏差，经弹上计算机解算形成导引信号，再由弹上控制系统控制导弹飞向目标。电视制导的优点是隐蔽性好，抗干扰性强，缺点是易受气象条件的影响。空地和空舰导弹均已使用了这种制导系统。

（撰写：毕士冠 审订：杨宝奎）

dianxingxing

电性星 electric model of satellite 在初样研制阶段，用于电磁兼容性试验和电性能试验，以检验卫星各分系统综合电性能的卫星模型。卫星的电子仪器装填密度比较高，仪器、设备数量较多。设计时，各系统和仪器设备之间接口设计的正确性和协调性通过电性星进行检验。同时，星上的无线电设备以及分系统和仪器、设备之间的供电和信号传递，通过电缆网来实现。整星工作时，存在辐射干扰和视频传导干扰。利用电性星模拟卫星在轨工作程序，进行电性能测试和电磁兼容性试验，证明各分系统和仪器、设备之间接口正确，工作协调，电磁兼容性符合要求，为正样技术状态的确定提供依据。

（撰写：吴开林 审订：吴健生）

dianyuan

电源 power supply 为设备提供电能的装置的总称。按照产生电能的方式，可以将电源分为物理电源和化学电源。物理电源是指将机械能、热能、核能等转换为电能的装置，如燃油发电机、太阳能电池和核电池等。在电子电气系统中一些变换电能的装置也属于这类电源，如下面所说的二次电源。化学电源的电能是在化学反应过程中产生的，如锌银电池、镍镉电池和燃料电池等。若按电源输出端电压极性的变化划分，输出电压端随时间变化者称为交流电源，两端电压极性相对不变者称为直流电源。在同一个系统中通常有一次电源和二次电源之分。一般将系统的总电源称为一次电源。为满足不同用电设备的需要，将一次电源进行AC/AC、AC/DC、DC/DC和DC/AC各种方式的变换，从而形成的不同规格或不同类别的电源装置，称为二次电源。航天工程中按地面测试和飞行的不同要求，使用的电源又分为箭（导弹、卫星）上电源和地面电源。随着一些关键系统供电安全性要求的提高，近年来还产生了能在市电中断的情况下，在一定时间内维持对系统继续供电的“不间断电源”。

（撰写：郭书勤 审订：严殿启）

dianyuanche

电源车 mobile power supply vehicle 对导弹武器系统设备供电的车辆。是导弹机动发射系统的重要设备。根据其使用场合、用电对象、用电品种的不同而异。车内设备通常由柴（汽）油发电机、变频机组（或静止变频器）、变流机组（或静止变换器，如高频整流器）等组成，向测试、射前检查、发射控制等设备及导弹供应50 Hz 380 V三相交流电、400 Hz 115 V单相交流电和28.5 V直流电。对电源车的主要技术要求一般有：(1) 功率、电压、电流、频率、功率因数等技术参数的额定值；(2) 电压调整率Δu。电压调整率Δu是电源从空载到额定负载范围内，输入电压在允许的范围内变化时，输出电压的最大值u_{max}（或最小值）和额定值u_n之差和额定值的百分比，即：

$$\Delta u = |(u_{max} - u_n)/u_n| \times 100\%$$

通常要求$\Delta u \leqslant 3\%$；(3) 电压波动率δ_u。电压波动率δ_u是电源从空载到额定负载范围内，输入电压在允许的范围内任意固定状态下，输出电压的最大值u_{max}到最小值u_{min}的变化和额定值u_n的百分比，即

$$\delta_u = |(u_{max} - u_{mix})/u_n| \times 100\%$$

通常要求$\delta_u \leqslant 1\%$；(4) 直流电压纹波系数u_{pp}。通常要求$u_{pp} \leqslant$ 100～300 mV；(5) 瞬时过载能力。要求电源车具有较强的过载能力，能在间隔3～5 s相继顺利启动8发导弹，每发导弹的变流机启动电流要超过8倍以上的额定电流值。在此过程中，输出电压的最大值、最小值和过渡时间均有具体要求。

（撰写：孙恢礼 审订：胥曰仲）

dianyuan kongzhi zhuangzhi

电源控制装置 power control unit 对太阳电池阵/蓄电池组电源系统进行功率调节和对蓄电池组充放电进行控制，并具有对外接口功能的电子设备。它包含分流调节器、蓄电池组放电调节器、充电功率调节器、蓄电池组充电保护控制、与遥测遥控的接口电路等全部组件。分流调节器对太阳电池阵的输出功率起调节作用，使电源母线电压稳定在一定范围

内。航天器的母线电压视电源功率的大小可取28 V、42 V、50 V、70 V、100 V等。工程上实用的分流调节方式有两种，一种是顺序线性部分分流调节，一种是顺序开关分流调节，后者又有调宽和调频两种不同的控制方式。蓄电池组放电调节器对蓄电池组的输出电压起调节作用，使输出电压稳定。放电调节器用于全调节母线，即在光照期和地影期电源的输出都经过调节后才输出到母线。充电功率调节器对充电电流起调节作用，这种调节方式往往从母线取电，经过调节后以恒流给蓄电池组充电。近年发展起来的充电调节器接受微处理器的控制可以输出256种充电电流供轨道选择，增加在轨控制的灵活性。此外，充电电流可以用太阳电池的恒流特性进行控制。蓄电池组的充电保护控制主要防止蓄电池组过充电。常用的主要控制方法有：充放电电量控制、温度补偿电压（T/V）曲线控制等，对氢镍蓄电池组还可利用充电压力进行控制。

（撰写：陈小宽　审订：褚桂柏）

dianyuan xitong

电源系统　power supply system　用于产生系统设备所需的各种电源的装置的总称。航天工程中所用的电源系统包括箭（弹、星）上和地面电源系统两种。箭上电源系统由电池（化学电池、太阳能电池）、DC/DC变换器、DC/AC变换器及相应的连结电网组成，其任务是对箭载用电设备提供满足电源参数要求的电源。为确保飞行中设备供电的安全可靠，通常采用冗余设计。地面电源系统由大功率不间断电源、中频交流电源、直流稳压调压电源和各种电源变换器组成，其任务是在射前测试、检查工作中，对地面测试发控设备和箭载用电设备提供各种要求的电源。航天电源系统要求工作稳定、可靠，配置合理，具备完善的调节和保护功能；即使在市电出现异常或中断时，系统仍应能在一定时间内继续正常工作，以保证安全性、可靠性和维修性。

（撰写：郭书勤　审订：严殿启）

dianzi duikang shujuku

电子对抗数据库　EW database　保障武器系统室内和外场电子对抗试验有效运行的一类重要数据库。根据电子对抗仿真试验任务需求的不同，可以有不同类型的电子对抗数据库。最常用的电子对抗数据库包括目标与干扰信号库、目标与干扰字典库以及设置各种电子对抗试验场景的场景库。在试验过程中，在主控计算机的控制下调用上述数据库可方便地实现对目标模拟器和干扰模拟器（硬件）的参数设置和程序控制，为被试设备提供一个满足试验要求的电磁信号环境。数据库中还有记录历次试验不同试验条件的目标与干扰信号保存库以及试验结果等重要机密数据供试验后分析调用，故该种数据库应具有很强的安全保密措施。

（撰写：阮文杰　审订：吴　欣）

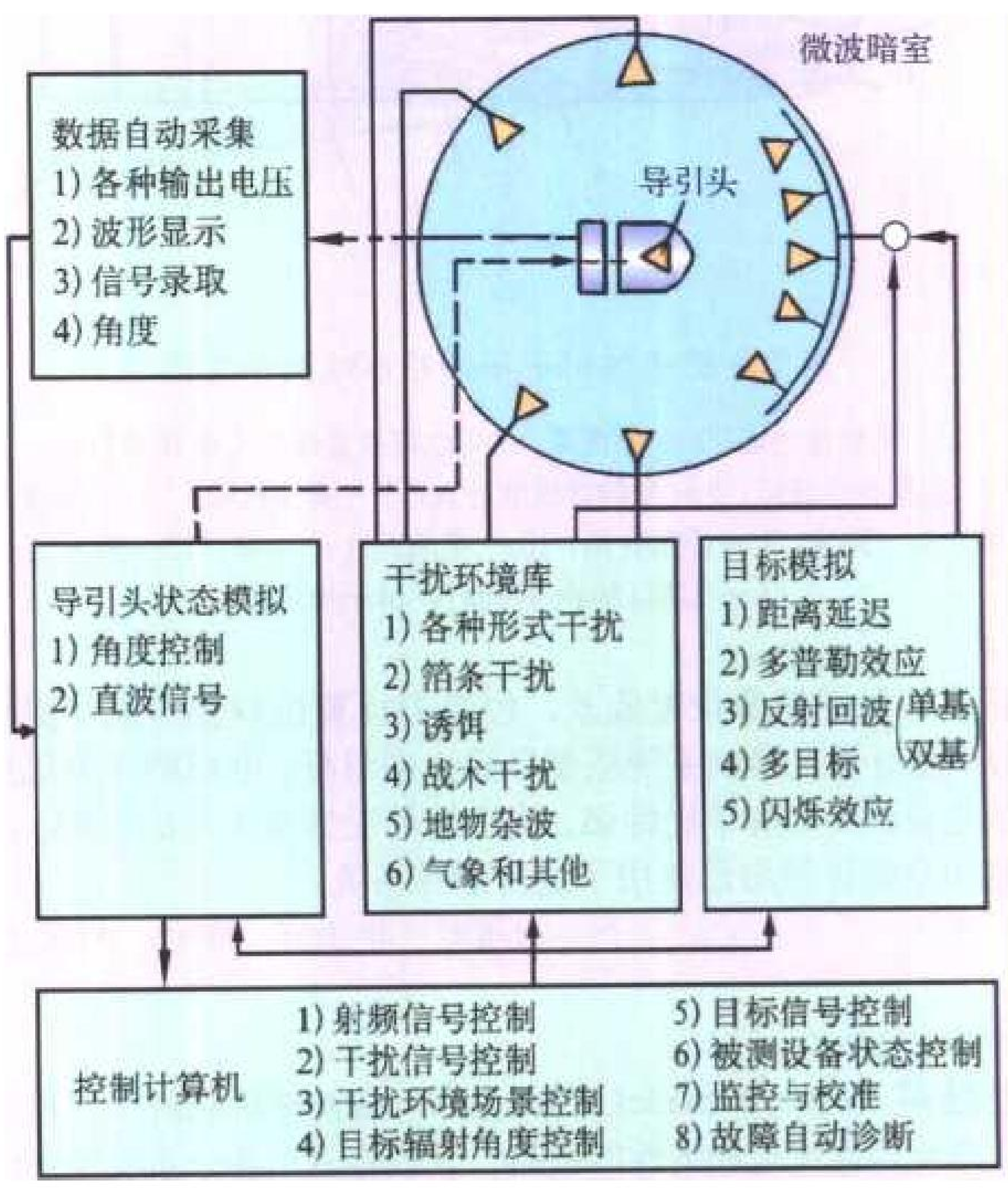
dianzi duikang shuzi fangzhen

电子对抗数字仿真　EW digital simulation　在武器装备研制初期利用计算机预估技术分析武器系统在电磁干扰环境中系统（或分系统）的抗干扰性能，并进行系统参数优化设计的一种经济而有效的方法。电子对抗数字仿真与半实物仿真不同，无论是干扰环境，还是被测系统和分系统都采用数学模型进行模拟。因此，我们通常将建立被测设备和电磁干扰设备性能的数学模型，用计算机进行电子对抗仿真试验称为电子对抗数字仿真试验。它是武器全数字仿真技术的一种发展。它可以非常灵活地更换电磁干扰环境及其场景，分析和预测电子对抗措施设计中诸参量的特性及其优化程度，并且不受系统或分系统以及电磁干扰设备固有硬件特性限制。根据需要只在软件上作不大的修改，就可以得到所需工作状态的系统仿真，因此具有非常好的灵活性、通用性、快速性、可重复性和经济性。目前数字仿真还存在着模拟的逼真性问题，其中数学模型和模拟结果的置信度是研究数字仿真技术的关键。如果一开始就试图选择最完善的模型，往往使大部分工作无法进行，不仅模拟费用太大，而且对模型结果的真实性难以检查和处理。通常的做法是对简单问题采用简单模型，而对比较复杂的问题采用比较复杂的模型。

（撰写：阮文杰　审订：吴　欣）

dianzi ganrao huanjing moni shiyanshi

电子干扰环境模拟试验室　electronic countermeasure environment simulation laboratory　为武器系统及无线电设备进行室内电子对抗试验提供良好测试条件和比较逼真的电子干扰环境（包括干扰战术和典型干扰环境）的试验场所。模拟试验室的构成如图所示。以被测无线电设备雷达导引头为例，导引头放置在微波暗室略靠近中间区域，接收前面的目标模拟信号。干扰模拟布置在暗室四周，模拟自卫、随行和远距支援等战术干扰。干扰环境数据库提供各种人为干扰和自然干扰模拟信号形式与参数。综合各种电子干扰场景的模拟系统由计算机控制。它可控制目标和干扰机的运行参数，目标和各种干扰信号的类型、参数，以及不同干扰环境的场景更换。此外还可自动控制数据的同步采集、记录和显示，以及故障检测。



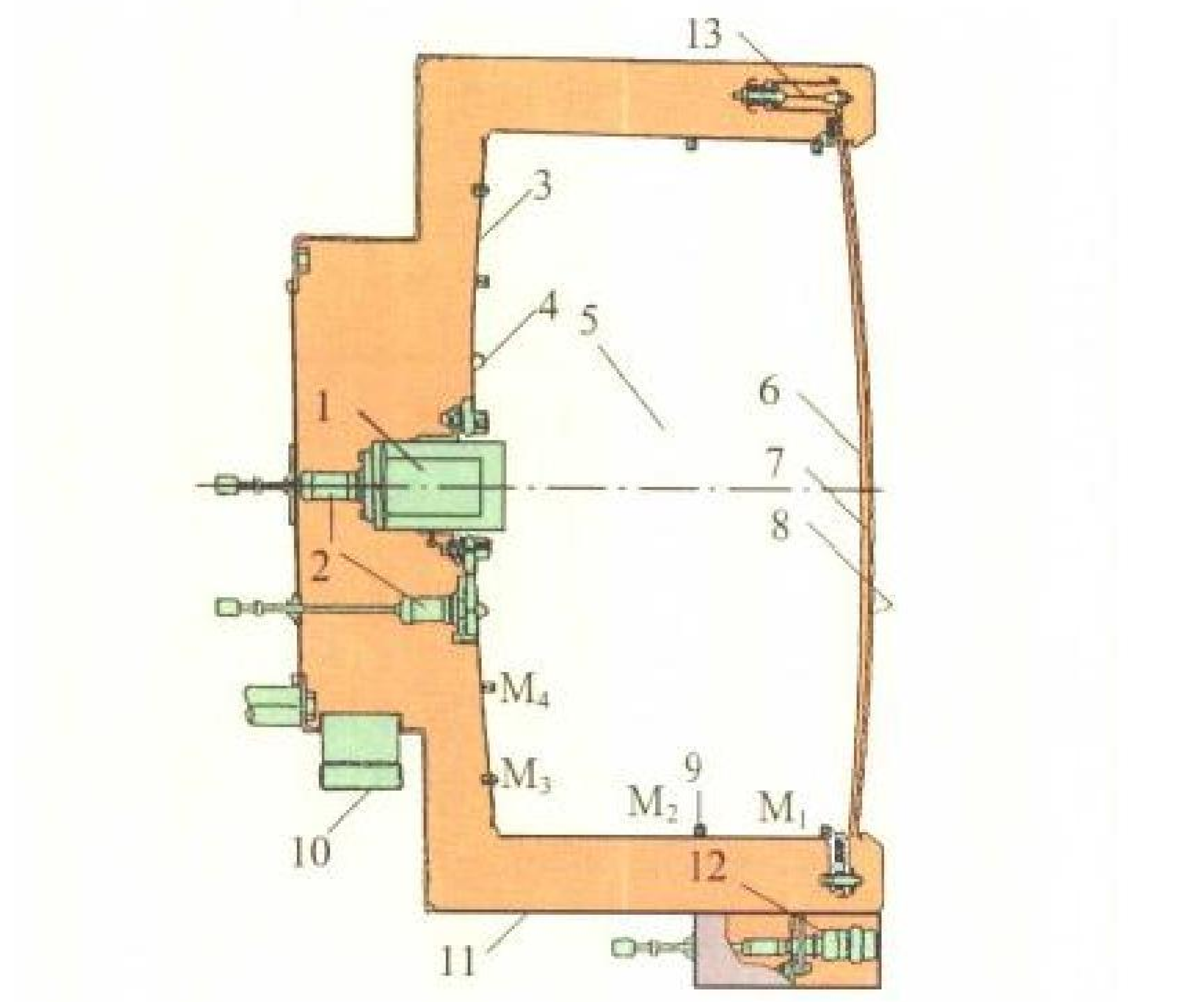
电子干扰环境模拟实验室构成框图

（撰写：彭望泽　审订：阮文杰　吴　欣）

dianzi hongjishi lizi fadongji

电子轰击式离子发动机　electron bombardment ion engine　又称电子轰击式离子推力器。用阴极发射的电子轰击推进剂，

生成的离子经多孔栅极静电场加速引出而产生推力的一种离子发动机。推进剂常用氙，经流量控制器和高电压绝缘器，从主空心阴极和旁路进气环进入放电室，也可直接从主空心阴极进入放电室，被主空心阴极发射的电子轰击电离。放电等离子体中的离子再被加高电压的多孔栅极加速引出，产生推力。放电室内加磁场，使电子作螺旋运动，提高电离效率。为了减少喷出的离子束中的正电荷，保持发动机和航天器电中



电子轰击式离子发动机

1—主阴极；2—绝缘器；3—后底板；4—进气环；5—放电室；
6—屏栅极；7—加速栅极；8—减速栅极；9—磁环(M)；10—接线柱；
11—外壳；12—中和器；13—带屏蔽绝缘子的支撑

性，另一路推进剂通入中和器空心阴极，放电后向离子束发射电子。这种发动机要求电源变换器提供多种电参数，控制系统提供遥控和遥测接口，实现程序开关、电参数调节和故障自动处理。它的主要优点是比冲高（20000～50000 N · s/kg)、效率高（大于65%)、工作寿命长(可以达到10000 h)；缺点是推力密度较低，体积较大，功率推力比较大（25～35 W/mN)。它适用于长寿命大中型航天器的位置保持、轨道转移和星际航行。已在多颗卫星上应用，特别是在1998年美国发射的“深空”1号探测器上，首次用作主推进器。

（撰写：黄良甫　审订：吴国富）

dianzi midu fenbu

电子密度分布　electron density distribution　描述给定时刻电离层中的电子密度随空间位置的变化。电离层单位体积内所含自由电子的个数叫做电子密度（或电子浓度）。电子密度分布既包括电子密度随高度变化的垂直分布即电子密度剖面，又包括其随水平位置变化的分布，以及某些随机过程所致的分布。它反映着电离层的结构，是考查电离层对电波传播影响的电离层的基本参量的分布。

（撰写：孔克典　古士芬　审订：都　亨）

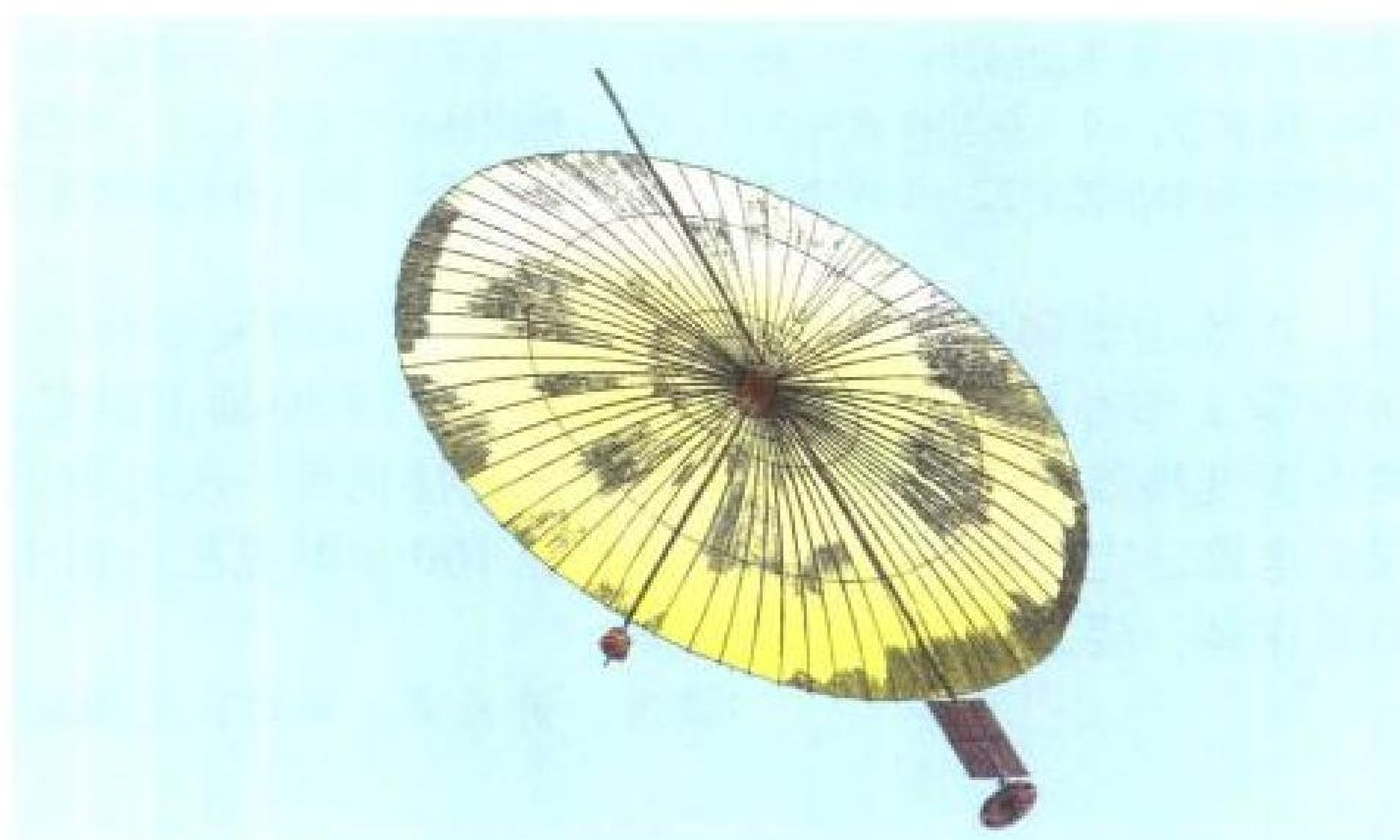
dianzi weixiuche

电子维修车　electronic equipment maintenance vehicle　检测、诊断和修理导弹武器系统所属电子装置的分机、部件和插件的车辆。车内装有工作台、检测仪器仪表、工艺设备、工具、还有供修理用的备份插板、功能块、常用元器件、配件及材料库。该车既可用作基地级（三级）维修厂的一部分，也可单独用作现场维修站。它是导弹武器系统满足规定的维修性要求所必须配备的装备，与导弹武器系统同时设计、同时生产、同时装备部队。电子维修车的基本职能是：对技术文件规定的维修对象进行快速检测；准确诊断故障的性质、类别、程度、原因和部位（通常要求定位到可拆卸的元器件)；对故障的部位进行更换或修理；对修理过的维修对象进行调整和测试；证明维修对象已达到了规定的技术指标且处于良好的技术状态。电子维修车的主要战术技术指标项目为：供检测和诊断用的工作台数量；供修理用的工作台数量；正确检测概率；检测效率；诊断效率；修理效率；展开时间；消耗功率；使用保险期；服役期限；维修人员数量等。通常还要求电子维修车既能自主供电，也能由市电网供电；配有有线和无线通信设备；具有足够的机动越野能力并适应铁路运输、空运和水运；配空调。为在确保规定的维修质量和维修效率的前提下尽量降低对维护人员技术等级的要求，高度自动化、数字化、智能化就成为现代电子维修车的基本发展趋势。

（撰写：韩九如　审订：曾智勇）

dianzi zhencha weixing

电子侦察卫星　electronic reconnaissance satellite　用于侦收雷达、通信和武器遥测系统所发出的电磁信号，并测定信号源位置的侦察卫星。卫星上的电子侦察设备由天线、接收机和终端设备组成。接收机分选能力强，能进行旁瓣侦察，灵敏度和测频、定位精度高，对不同频率不同制式的信号适应性强。卫星将侦收到的电磁信号进行预处理后，发送到地面接收台站，以分析电磁信号的各种参数并对信号源定位，或进行破译，从中提取军事情报信息。电子侦察卫星不受地域和天气条件的限制，覆盖面积大，侦察距离远，能对大面积区域长期侦察和监视，获得高实效性情报。电子侦察卫星按侦察对象的不同，分为雷达情报侦察卫星和通信情报侦察卫星。按用途不同，可分成普查型和详查型卫星。按对信号源定位体制的不同，可分成单星定位制和多星定位制卫星。美国从1962年开始发射电子侦察卫星，至今已发展了4代9种



美国“猎户座”电子侦察卫星

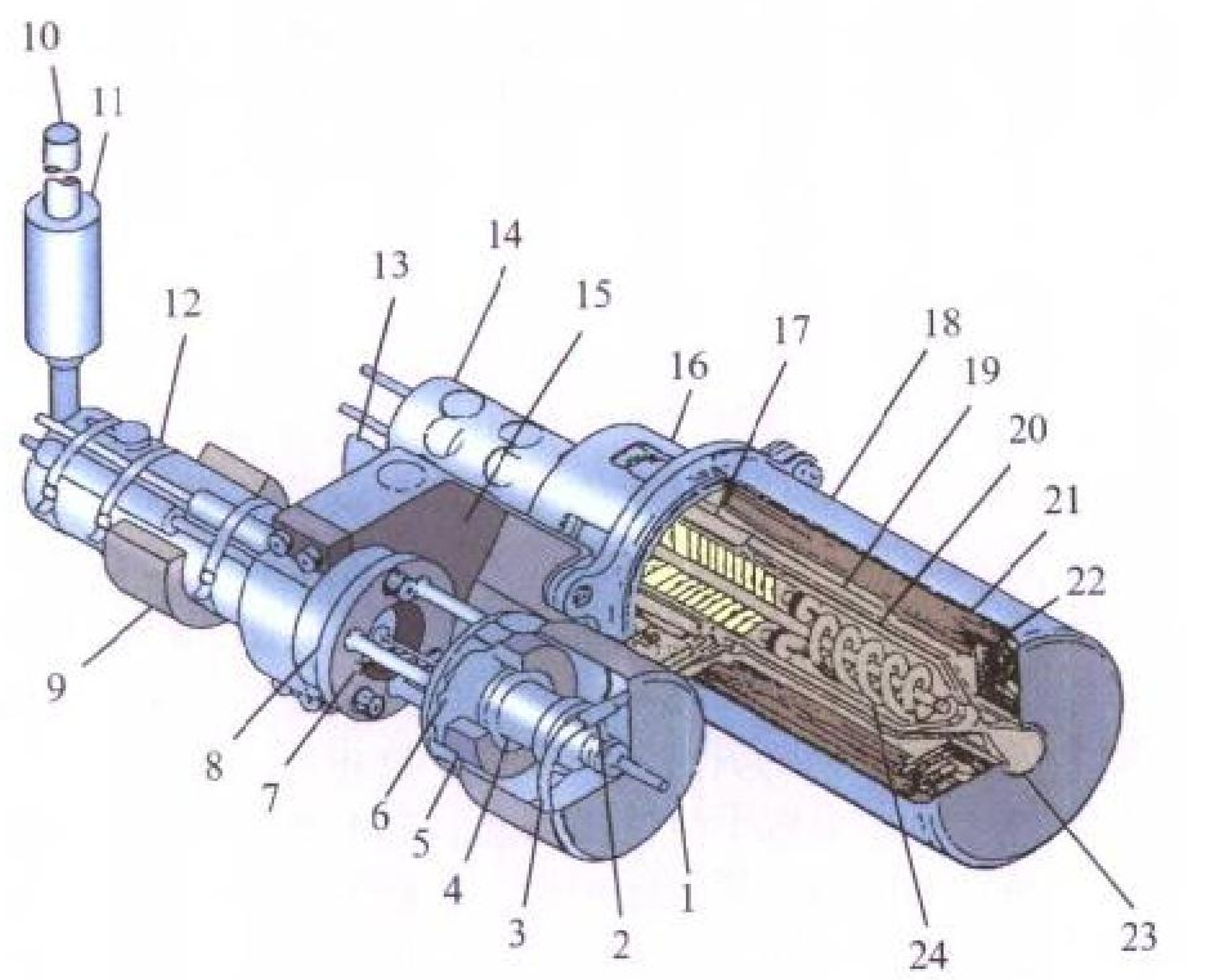
型号。前苏联/俄罗斯至今已发展了5代。目前美国现役最新的电子侦察卫星是1997年发射的“军号”卫星和1998年发射的“猎户座”卫星。俄罗斯现役的是“处女地”-D卫星。电子侦察卫星未来的发展趋势是提高天线灵敏度；提高实时信息传送能力；信息处理从地面向星上发展；卫星从单一任务向综合型发展；增强轨道适应能力；发展低轨道小卫星星座；提高时间分辨率；实现多角度侦察等。

（撰写：梁　巍　审订：朱毅麟）

dianzu jiare penqi fadongji

电阻加热喷气发动机　resistojet engine　又称电阻加热喷

气推力器。用电阻加热的推进剂经喷管气动力加速喷射而产生推力的一种电热发动机。电阻加热喷气发动机常用肼和氨作为推进剂。当用肼作推进剂时，液体肼经阀门和喷注器进入分解室后，用电阻加热器加热蒸发，分解成氮、氢和氨的混合气体，经喷管喷出。也可在分解室和喷管之间加一级高温热交换器，用电阻加热进一步升温，再经喷管喷出。另外，还可用催化床催化分解成混合气体，经电阻加热的热交换器提高温度，再经喷管喷出。在阀门出口压力一定的情况下，混合气体的温度升高，比冲也随之增加，但受室壁材料耐高温性的限制，电阻加热喷气发动机的比冲一般仅能达到2900～3100 N·s/kg。对于催化分解的肼电阻加热喷气发动



电阻加热喷气发动机原理图

1—气体发生器热屏蔽；2—铜焊套管；3—供气管；4—分解室；5—催化床；6—喷注器；7—热量分流器；8—阀门安装板；9—阀门加热器；10—推进剂入口；11—流阻；12—推进剂阀门；13—支承结构热屏蔽；14—增强加热器；15—隔热板；16—支承结构；17—隔热管；18—热屏蔽；19—热交换器外壳体；20—热交换器内壳体；21—螺旋形卷绕辐射屏蔽；22—辐射屏蔽圆盘；23—喷管；24—电阻加热管

机，在喷注器和催化床之间因高温而沉积非挥发性残渣，将影响工作寿命。这种发动机的加热器功率控制范围宽，其电源变换器与控制系统简单，可以直接使用一次电源加保护电路。电阻加热喷气发动机已在100多颗卫星上用于位置保持、姿态控制和轨道转移。

（撰写：黄良甫　审订：吴国富）

diaolan

吊篮　hoisting basket　用于与专用吊具一起完成卫星／整流罩组合体起吊的吊装设备。整流罩因强度和刚度所限，无法直接起吊。因此，起吊组合体时，需从组合体底部将其托起，由吊篮承受组合体的全部质量。吊篮一般是钢焊接架体结构，有4个与组合体的连接点和4个吊点。

（撰写：傅　伟　审订：蔡连贵）

diedan tuijinji

叠氮推进剂　azide polymer propellant　以含叠氮基（$-N_3$）的预聚物为粘合剂的固体推进剂。是一类新型的高能固体推进剂。典型的叠氮预聚物性能见表。由于叠氮粘合剂的生成热为正值，使这类推进剂的能量较高，而且机械感度低、热稳

典型的叠氮预聚物性能

名 称	标准生成热 kJ/kg	密度 g/cm³	T_g ℃	外 观
GAP	+957	1.30	−45	常温下琥珀色粘液
BAMO	+2460	1.30	−39	常温下为固体
AMMO	+345	1.06	−55	常温下为固体
BAMO/AMMO 共聚物(1/1)	+1022	1.25	−52	常温下为粘液
BAMO/THF 共聚物(6/4)	+11851	1.27	−64	常温下为粘液

定性好、燃速高，可应用于高能推进剂和低特征信号推进剂。

（撰写：张小平　审订：李谨卫）

dingshi guanji

定时关机　time shutdown　火箭／导弹按控制系统预先装定的飞行时间关闭发动机。当火箭／导弹实际飞行时间达到预先在箭上计算机内装定的时间时，控制系统发出关机指令，关闭发动机。装定时间可以是按火箭起飞0 s统一起算的累计飞行时间，也可以是按火箭各级分别起算的相对飞行时间。定时关机一般作为箭上计算机制导控制关机的备保手段。定时关机的装定时间不能过短，不应抢先于制导关机信号，以免影响制导精度；也不能过长，否则将不利于火箭的稳定飞行。此外还要考虑火箭的其它有关要求。定时关机时间的确定公式为

$$t_d = t + N\cdot\Delta t$$

式中 t_d为箭上计算机装定的定时关机时间，t为标准弹道计算的关机时间，Δt为所有最大干扰偏差（3σ）下关机时间的偏差值(取正值)，N为大于2的系数。如将定时关机作为火箭发动机的主要关机方式，则定时关机时间要根据相应轨道要求而定。为了提高火箭的运载能力和飞行可靠性，有时采用小过载关机取代定时关机作为制导关机的备保手段。

（撰写：谢全根　审订：刘竹生）

dingwei suanfa

定位算法　positioning algorithm　为获得导弹飞行实时位置所研究的计算方法。它通常利用各种信息源，例如可见光源、红外源、微波源及地貌起伏等制作图像。利用上述图像的可识别性来实现飞行器定位。目前，定位算法又分为模式识别和模板匹配两类。模式识别是将图像信息抽象成模式信息，即抽取图像的特征，用语句结构来描述图像或部分图像，通过语句分析运算获得定位参数。这种方法的优点是压缩了图像信息量，并且易于分类，对图像变形和失真不敏感；缺点是语句结构十分复杂，判别准则不易建立，因而正确识别率很难做得高。模板匹配是用图像像素灰度或边缘灰度等特征来描述图像或部分图像，利用图像的相关特性，通过模板搜索、相关计算，获得定位参数。这种方法的优点是描述图像和判别准则简单；缺点是计算量大，对图像变形和失真较敏感。在导弹精确制导中，主要采用模板匹配定位算法，通过获取的实时图数据预处理，实时图对参考图搜索，采用常规的乘积算法、平均绝对差算法或其他方法，进行图的相关统计分析，最后获得相关极值点的定位参数，实现对飞行器的实时定位。

（撰写：王仁义　审订：蔡世学）

dingwei wucha

定位误差 positioning error 由导航定位系统中用户与信号源间的几何分布、测量的随机误差和系统误差引起的用户的位置误差。以"全球定位系统"(GPS)用户位置的误差举例如下

$$\boldsymbol{G}\cdot\Delta\boldsymbol{X}=c\cdot(-\Delta\boldsymbol{B}-\boldsymbol{S}+\Delta\boldsymbol{I}+\Delta\boldsymbol{T}-\boldsymbol{V})-\varepsilon(\boldsymbol{R}-\boldsymbol{P})+\boldsymbol{A}\,\Delta\boldsymbol{R}=\Delta\rho$$

式中 $\Delta\rho$(ρ为伪距)为伪距误差；$\Delta\boldsymbol{X}$为用户定位误差的估计；c为光速；$\Delta\boldsymbol{B}$为由控制站预报引入的卫星钟差；$\boldsymbol{S}$为由选择可用性引入的传播时间误差；$\Delta\boldsymbol{I}$为电离层延迟的估计误差；$\Delta\boldsymbol{T}$为对流层延迟估计误差；$\boldsymbol{V}$为接收机噪声；$\boldsymbol{R}$为导航星的位置矢量；$\Delta\boldsymbol{R}$为导航星位置矢量的偏差；$\boldsymbol{A}$为用户到卫星的单位矢量矩阵；$\boldsymbol{G}$为几何分布矩阵；$\boldsymbol{P}$为用户的位置；ε为电离层传播误差矩阵。 (撰写：郭建宁 审订：范士明)

dingxiang fashe

定向发射 directional launch 装定的目标定向射面(射击方位角)与导弹发射射面(准直的方向)一致时的导弹发射。由于临战需要，目标定向射面与导弹发射射面可能不一致，需要全方位改变，称为全方位发射。

(撰写：孙雅平 审订：魏其勇)

dingxiang hongwai ganrao

定向红外干扰 directed infrared jamming 在导弹逼近告警系统的引导下，在导弹来袭方向上定向发射窄波束的红外干扰信号，干扰敌方红外制导导弹的一种光电干扰技术。定向红外干扰机发出的是有方向性、有干扰调制的红外辐射。它能集中到红外设备的视场内，对其红外信息形成干扰，影响红外设备正常工作。它使红外制导导弹无法锁定跟踪目标，如安装在飞机上用于对抗地空或空空导弹的攻击。之所以称定向红外干扰，是为了与目前仍在大量使用的广角(360°)红外干扰相区别。定向红外干扰可更集中地使用光能，可有更远的干扰距离，但需要有告警器、转台和精密跟踪装置配合工作。目前定向红外干扰机处于演示验证发展阶段，按其光源可分为两种：一种使用红外光源，另一种使用激光光源。使用红外光源的定向红外干扰机当前主要有美、英联合研制的"复仇女神"AAQ-24(V)，它是用弧光灯作光源。使用激光源的定向红外干扰机有ALQ-212(V)先进战术红外干扰系统，工作在中红外波段(4 μm)，以及桑德斯公司的"敏眼"激光干扰机。今后的发展方向是用激光光源取代红外光源。

(撰写：计世藩 审订：徐品高)

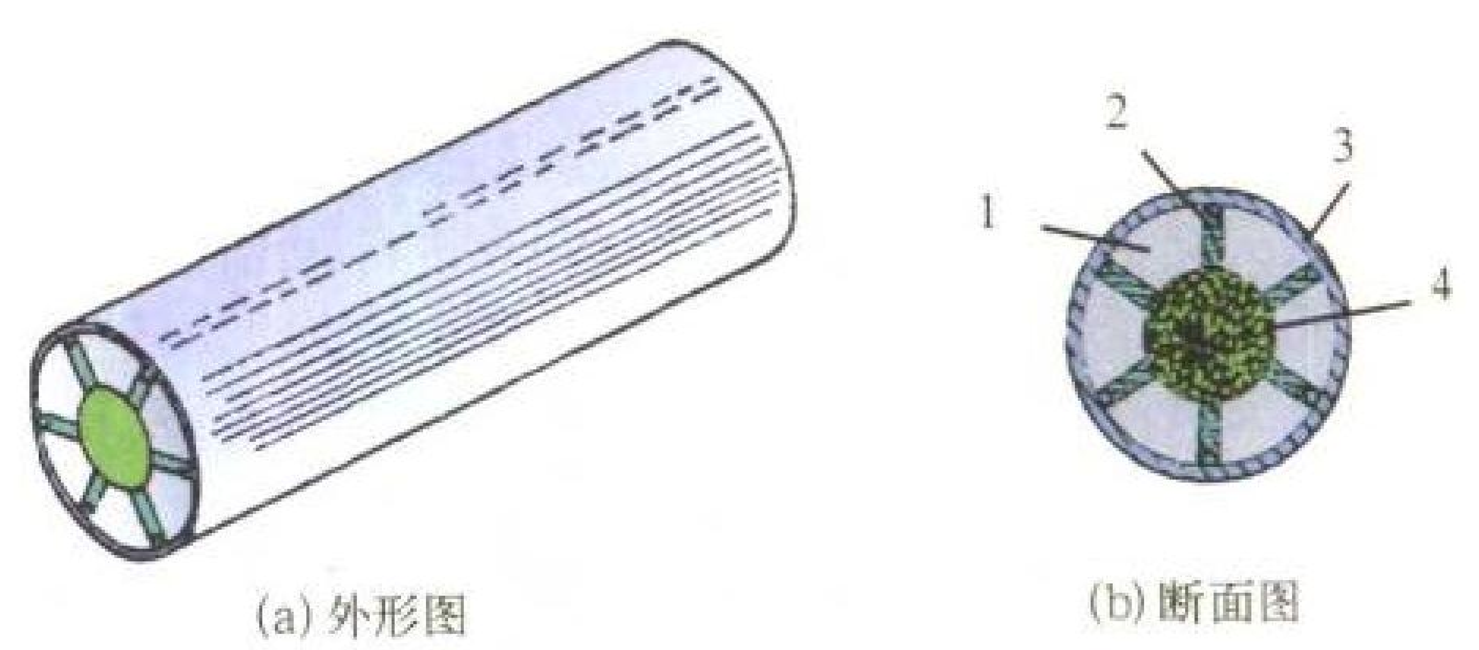
dingxiangneng lanjie wuqi

定向能拦截武器 directed energy intercept weapon 又称射束武器或能束武器。将电磁能量或粒子能量沿来袭目标方向发射，以光速或近光速传播，并集中到运动目标处，造成目标破坏或环境变化，使目标失去原有功能或改变目标运动轨迹的武器。正在研制中的定向能武器有激光武器、高功率微波武器、粒子束武器等。初期高能激光武器主要有地基反导激光武器和天基反导激光武器。准备用于粒子束武器的有高能中性粒子束(NPB)，如原子氕、氘、氚等和高能带电粒子束(CPB)，如电子、质子、各种重离子等。它们在被加速到相对论速度时，便有可能在不到1 s的时间内把大量的能量输送到远距离靶上去。而且，NPB和CPB都与物质发生强相互作用。相比之下，激光只是把能量沉积在靶表面的一个薄层中，而高能粒子束则可极深地穿入靶内。地基反导激光武器的设想是以自由电子激光器为高能激光源，放在地面或高山上，将激光束几乎垂直地射向高空近地球同步轨道上的中继反射镜，由中继反射镜射向处于近地轨道的作战反射镜，控制作战反射镜把激光能量聚焦到靶目标上，以实现拦截导弹的任务。天基反导激光武器是将目标跟踪、高能激光器、光束控制装置等都集中安装在天基作战平台上。高能激光器采用氟化氢化学激光器。一般分析认为，武器的作战距离小于4000 km时用直径10 m的反射镜，波长2.7 μm的激光在目标处可形成直径为1.3 m的光斑，助推器的破坏阈值约为20 kJ/cm^2，保持激光停留在目标上数秒钟，可以在助推段将弹道导弹摧毁。1993年美国宣布"战略防御计划"(SDI)停止执行，上述设想均未能实现。但是定向能武器的研究工作仍以新的形式继续向前发展。目前美国正在发展的机载激光武器、天基激光系统和地基反卫星激光武器，都是继承了SDI计划的成果而以新形式出现的定向能拦截武器。

(撰写：计世藩 审订：徐品高)

dingxiang popian shashang zhandoubu

定向破片杀伤战斗部 directional fragmentation warhead 爆炸时能在某方向形成破片密度增益和速度增益，并能根据控制系统确定的杀伤目标的方向要求(通过引信送来的起爆信息)自动调整增益方向对准目标的战斗部。由于破片能相对集中到所需的杀伤目标方向，从而提高了战斗部的杀伤效应。图示的是定向杀伤战斗部的一种，它由壳体、6个扇形体炸药、6个带聚能槽的片形切割炸药和预制破片等组成。引信的



定向杀伤战斗部的结构装置

1—扇形体炸药；2—片形切割炸药；3—壳体；4—预制破片

敏感装置测定战斗部和目标的相对位置以及相对方位角。目标进入战斗部威力范围后，敏感装置发出信息，使战斗部内对准目标的片形切割炸药爆炸，将战斗部壳体炸开并使其向外翻转，打开预制破片飞向目标的道路，而后其余炸药爆炸，爆炸力汇集在预制破片芯上，破片随即以高速飞向目标。定向杀伤战斗部能量利用率高，集中使用破片，杀伤率高，在同样毁伤要求的情况下可以减小质量，但对引信敏感装置的要求高。它主要用来打击空中目标。

(撰写：蒋浩征 雷朝阳 审订：王毓兰)

dingxing jieduan

定型阶段 final phase 型号设计和工艺接受国家鉴定和验收的阶段。定型阶段主要完成定型鉴定试验和设计定型、工艺定型。定型鉴定试验的目的是全面考核、检验《型号研制任务书》中规定的各项战术技术指标。鉴定试验一般

包括飞行试验、可靠性和维修性试验、贮存试验、运输试验等。设计定型的主要内容包括完成定型鉴定地面试验和飞行试验，提出分析报告；按照设计定型技术状态，进行各类产品的设计定型工作；整理和完善设计图样和技术文件；评定型号技术要求；编写设计定型报告；提出型号设计定型申请报告；进行技术文件归档工作。工艺定型的主要内容包括整理和完善生产工艺文件；充实、完善和鉴定工艺装备及专用设备；编写元器件、原材料品种与规格以及外协件与配套件实耗定额和工时定额等文件；健全生产调度和质量保证体系；编写工艺定型报告；进行工艺定型鉴定和验收；提出型号工艺定型申请报告；进行工艺文件归档。

（撰写：杨丽萍　审订：朱维增）

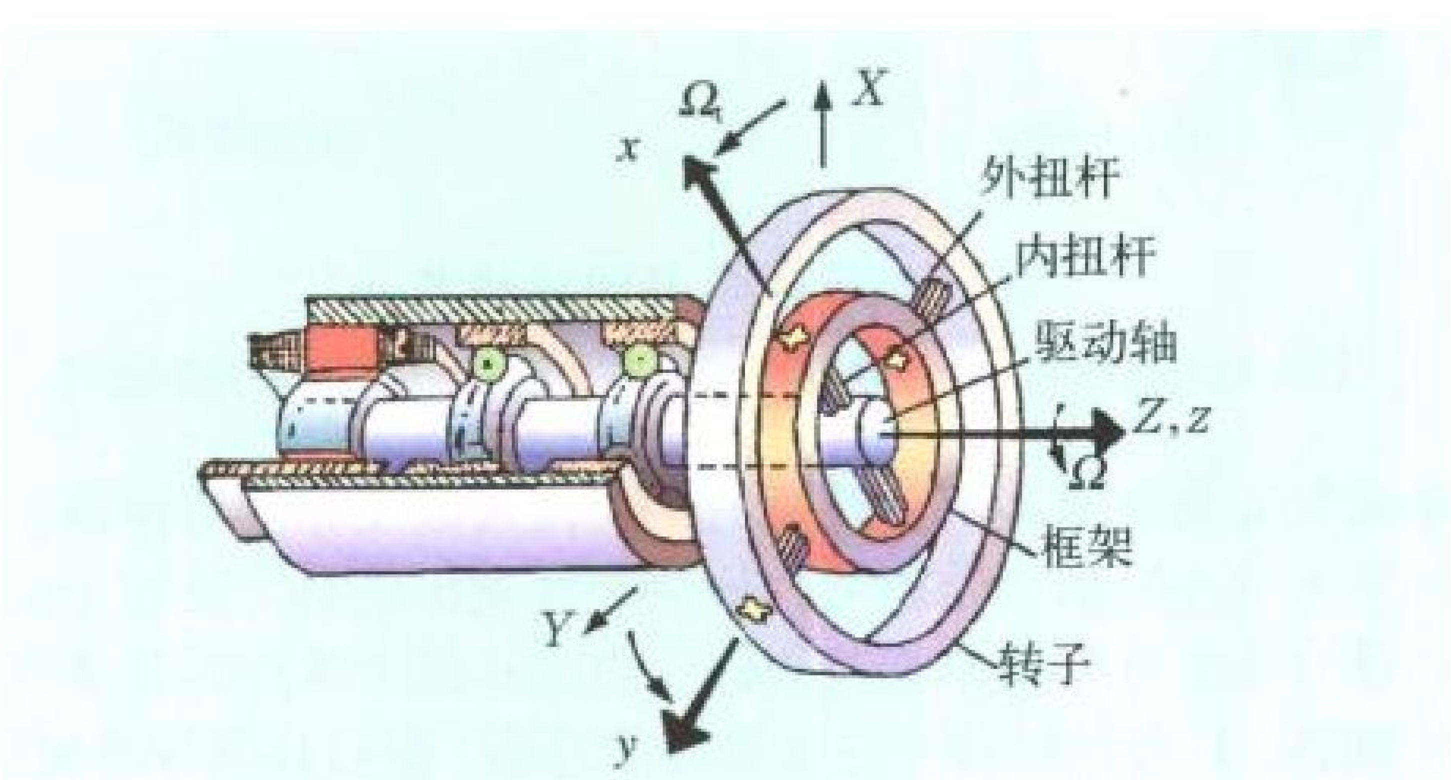
dingxing shiyandan

定型试验弹　missile for design finalization　用于设计定型鉴定性飞行试验的导弹。按照导弹研制程序，在导弹完成工程研制后，要进行设计定型鉴定性飞行试验，全面考核导弹武器系统的作战使用性能。定型试验弹的技术状态以弹上设备经过工程研制阶段成功考验过的状态为基础，并根据鉴定性飞行试验的总体方案，由导弹总体设计单位与试验承担单位共同商定。定型试验弹通常以装有遥测设备的遥测弹为主，可在鉴定性飞行试验中获得除战斗部以外所有弹上设备的试验数据；也有安装战斗部的试验弹，即战斗弹，用于考核导弹对目标的毁伤效果。在实施两发齐射(连射)的定型试验弹中，常有一发弹安装惰性战斗部，称为惰性弹。在完成定型试验弹的鉴定性飞行试验和导弹的其余定型试验后，就可以确定导弹的设计定型状态，开始成批生产供作战使用的导弹。

（撰写：刘建同　审订：朱　坤）

dongli tiaoxie tuoluoyi

动力调谐陀螺仪　dynamically tuned gyroscope (DTG)　利用挠性接头支承转子并应用动力调谐原理进行调谐的一种二自由度陀螺仪。是动力调谐挠性陀螺、动力调谐自由转子陀螺、弹性支承弹性陀螺的简称。平衡环用内挠性杆固定在驱



动力调谐陀螺仪

动轴上，转子用外挠性杆装在平衡环上，内、外挠性杆轴线彼此垂直并同驱动轴线交于一点。当转子轴相对驱动轴有偏角时，平衡环既作旋转运动，又作扭摆运动(强迫振荡)，并对转子产生动力反作用力矩(与平衡环转动惯量及转子转速有关)，而这个力矩可以补偿挠性接头扭转时作用于转子的弹性约束力矩。当其达到完全补偿时，陀螺恰好呈无约束状态，称为动力调谐。据此原理工作的挠性陀螺称为动力调谐挠性陀螺。动力调谐陀螺仪是一种低成本的精密陀螺仪，现已应用到各种惯性导航系统中。它的使用价值虽然比液浮、气浮、静电陀螺仪好，但从总的发展趋势看，动力调谐陀螺仪是从传统机械陀螺向固态陀螺过渡的中间性产品。实际上，激光陀螺对动力调谐陀螺的取代过程已经开始。

（撰写：马宝国　审订：刘坤山）

donglixue dandao

动力学弹道　dynamic trajectory　由描述导弹质心运动的动力学方程和绕质心运动的动力学方程组以及运动学方程所确定的导弹质心运动轨迹。在弹道设计中计及作用于导弹上的力和力矩的弹道，均属于动力学弹道。在空间飞行的导弹的动力学弹道可由相应的方程组确定，求解的运动参数有关于导弹质心运动和姿态运动的16个参数。在导弹初步设计中，求解动力学弹道的主要目的是为了得到导弹飞行的距离(X)、高度(Y)和速度(V)3个参数，以便对射程和导引方法等问题进行讨论分析。

（撰写：邵继法　审订：关世义）

dongliang jiaohuan zhuangzhi

动量交换装置　momentum exchange device　根据角动量守恒原理，利用改变航天器内部传动部件的角动量来改变航天器本体姿态的执行机构。由于具有长寿命、线形连续控制的特点，它被广泛地应用于长寿命、高精度的姿态控制中。它主要包括反作用轮、动量轮、框架飞轮以及控制力矩陀螺等。前两种通过改变其动量大小产生反作用于航天器的控制力矩。控制力矩陀螺的转子具有极高的恒定转速，其动量值可高达$10^3 \sim 10^4$ N·m·s。它是通过框架运动仅改变动量方向产生的作用于航天器上的陀螺反作用力矩来实现姿态控制。框架飞轮是既能改变其动量大小又能改变动量方向的执行机构。如果控制率设计得合适，这类装置能够吸收作用于航天器的外扰力矩积累的动量，使航天器的动量变化甚小，从而保持姿态稳定。也就是说把航天器的动量平稳地交换到该装置上来。该类装置在执行姿态控制时会出现轴间耦合与动量饱和以及丧失控制能力两个主要问题，因此在方案设计中要考虑解耦控制与饱和卸载。常用的卸载方法有喷气卸载和磁卸载。喷气卸载不仅因消耗工质因而影响工作寿命，而且还会引起姿态波动而影响正常工作状态。磁卸载是利用地磁场与星上磁力矩器产生的磁偶极矩作用进行平稳卸载，在长寿命、高精度的实用卫星中得到广泛的采用。

（撰写：严拱添　审订：吕振铎）

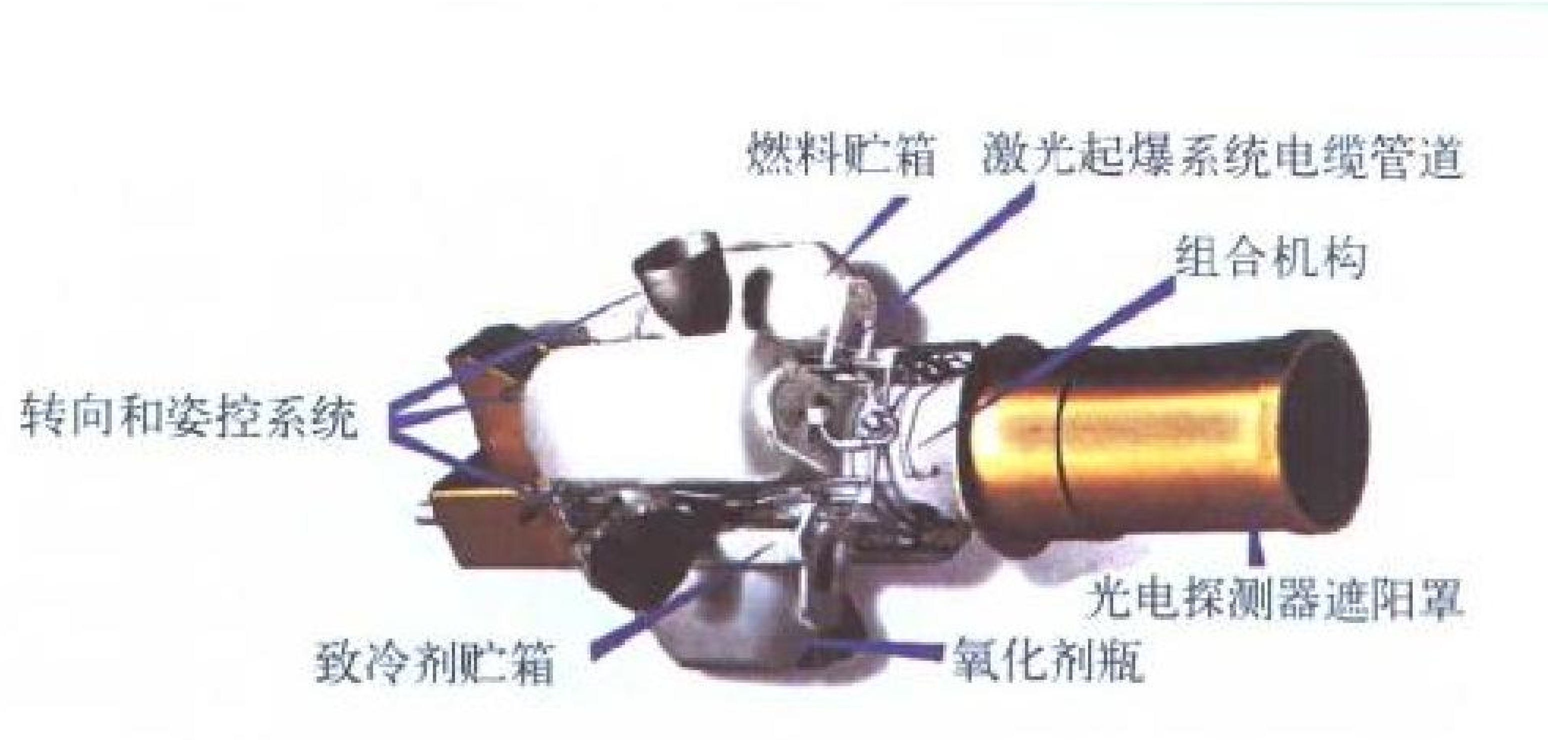
dongneng pojia zidantou

动能破甲子弹头　kinetic-energy armor-defeating submunition　利用与目标碰撞瞬间的动能(相对速度)达到破甲目的的子弹头。动能破甲子弹头可以穿入目标体内，并达到预定的深度。它的速度必须大于最小碰撞速度(临界碰撞速度)和小于极限速度(完成穿入功能的最大速度)。

（撰写：于德滨　审订：薛成位）

dongneng shashang feixingqi

动能杀伤飞行器　kinetic kill vehicle (KKV)　又称动能拦截器。依靠高速飞行的巨大动能、通过直接碰撞方式摧毁目标的非爆破毁伤性自主寻的飞行器。多用于拦截弹道导弹。KKV主要是由寻的末制导导引头组合、制导控制组合、姿控轨控动力系统、KKV舱体结构、电源及缆线等组成。导引头组合主要包括寻的导引头与导引头信息处理机两大部分；制导控制组合主要包括捷联惯测组合、制导控制计算



动能杀伤飞行器结构图

机、功率放大器与开关驱动模块；动力系统主要包括姿控发动机组合、轨控发动机组合、燃料贮箱与管路（液体火箭动力系统）或燃烧室与固体装药（固体火箭动力系统）等。KKV的特点是不携带战斗部与引信，依靠高精度的末制导控制保证与目标实现直接碰撞。与一般的飞行器相比，它更轻小，命中精度高（脱靶量逼近零）、作战效能高。KKV技术已成为弹道导弹防御和动能反卫的核心技术之一，可用于大气层内、外拦截多种目标，具有广泛的应用前景。由于要求KKV能在复杂的环境中自动识别和选择目标，并瞄准目标要害部位直接命中，实现直接碰撞动能杀伤，因此KKV技术的核心与关键是高精度寻的探测跟踪技术与快速响应的末端控制技术。如果KKV与助推火箭组合起来，便形成一种新概念导弹，称为动能拦截弹。（撰写：万自明 审订：成楚之）

dongneng wuqi

动能武器 kinetic energy weapon (KEW) 利用非爆炸性高速飞行器的巨大动能，以直接碰撞的方式摧毁目标的一种空间武器。主要用于拦截弹道导弹和攻击军事卫星等类目标。由于KEW速度很高，动能很大，因此采用直接碰撞杀伤方式能有效地摧毁来袭的弹道导弹弹头。重点发展的动能武器主体是由动能杀伤飞行器与火箭推进系统所组成，称为动能拦截导弹，简称动能拦截弹。为了在远距离发射状态下使动能杀伤飞行器能自主地找到并识别来袭真目标，通常还要依靠庞大的地面制导系统来提供目标和动能杀伤飞行器自身的位置、运动与特征信息，因此实用的动能武器还应包括地面制导系统和动能拦截弹的发射系统。以对战术弹道导弹防御为例，首先需由预警系统提供来袭目标信息，然后由制导系统探测、跟踪与识别真假目标，并计算杀伤空域与发射时间；当目标进入预测空域后，发射系统发射动能拦截弹。动能拦截弹依靠助推火箭加速，当飞到目标附近空域后，助推火箭与动能杀伤飞行器分离。动能杀伤飞行器上的导引头对目标进行自主寻的，弹上数据处理机计算拦截弹道并发出控制指令，由多个姿控发动机和轨控发动机快速执行，使动能杀伤飞行器以巨大动能直接撞击来袭目标，达到杀伤效果。动能武器的特点是：(1) 以动能杀伤飞行器的整体质量与来袭高速目标相撞；(2) 零脱靶量的制导；(3) 采用快速响应的姿控与轨控发动机来实现高精度控制。动能武器的出现是弹道导弹防御武器的一次革命。以往，美国和前苏联发展的弹道导弹防御系统都是采用携带核弹头的拦截弹。动能拦截弹的出现使弹道导弹防御从不可行的核防御时代步入真正可行的非核防御时代。动能武器有可能带动其它各类防御武器的发展，导致出现各种类型的动能防御武器，包括用于反军事卫星、反飞机和反其它各类导弹（如巡航导弹、空空导弹和空地导弹等）的动能武器。

（撰写：黄培康 审订：温德义）

dongzaihe

动载荷 dynamic load 变化频率接近结构自然振动频率的载荷。一般情况下如载荷变化所经历的时间不超过2～3倍结构自然振动周期，这样的载荷被认为是动载荷。动载荷作用下弹／箭体出现的弹性振动，可以分为纵向、扭转和弯曲振动。实质上，动载荷是由外界扰动力函数强迫激励弹体一个或多个弹性振动振型所产生的动态响应。纵向振动是由轴向力迅速变化所致。如由于发动机推力急速增大或减小、推力脉动、级间分离过程等轴向振动力引起的发射起飞载荷、级间分离载荷均为轴向动载荷。如果导弹或火箭很长，弯曲刚度相当小，则对于横向弯曲振动格外敏感。在飞行中，大气湍流、阵风、跨声速激波振荡、操纵系统自振、机动飞行时控制力突变、地面运输和起吊时碰撞以及竖立在发射台上时的风激卡门涡流等都是引起横向弯曲振动的扰动源，因此产生的阵风载荷、跨声速抖振载荷、弹性振动载荷、机动飞行载荷、地面运输载荷、地面竖立风激载荷等均为横向动载荷。

（撰写：严孝安 审订：王心清）

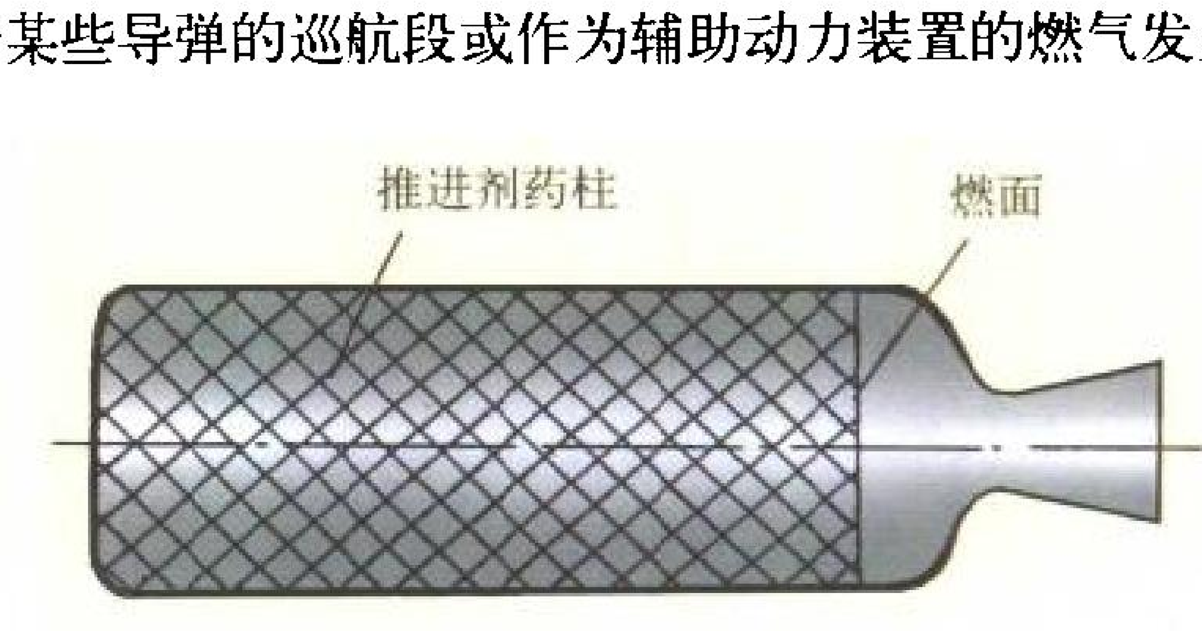
duli huiludan

独立回路弹 missile with autopilot loop 主要用来考核弹上稳定控制回路性能和弹体过载能力的飞行试验弹。独立回路弹的研制和试验是导弹研制过程中的一个阶段。通过独立回路弹飞行试验来检查考核导弹弹上稳定控制回路的飞行控制特性、气动特性、弹道特性、动力特性、弹体过载与振动特性和弹上所装载的试验设备的性能。弹上通常装有自动驾驶仪和程序指令装置等设备，一般不装引信、战斗部和制导设备。由于弹上装载有必要的遥测设备，因此通过独立回路弹飞行试验可为检查考核上述导弹性能，获取和校核导弹运动数学模型，以及导弹后续研制提供大量的试验数据。

（撰写：林玉琛 审订：张志鸿）

duanmian ranshao

端面燃烧 end burning 又称“香烟式”燃烧。固体推进剂药柱的燃烧表面仅为药柱后端面，且只沿药柱轴向进行的燃烧方式。它像香烟一样从一端燃烧到另一端，药柱的侧面和前端有阻燃包覆层，这种燃烧方式的固体火箭发动机如图所示。由于药柱的肉厚就是其长度，因此可使小直径的燃烧室实现长的工作时间。端面燃烧的燃面基本恒定，不存在侵蚀燃烧，燃气发生率几乎是恒定的，且体积装填分数高，制造简易，因此应用十分广泛。端面燃烧药柱的制造有两种方法：一种是将圆柱外表面和前端面包覆好的药柱装填入燃烧室壳体内；另一种是将推进剂浇注在燃烧室壳体内，固化后经整形得到。实际上，通常采用前一种方法。为了防止燃烧室壳体长时间暴露在燃气中，壳体内表面要有绝热层。由于端面燃烧药柱燃烧时间长，推力值较低，因此这类装药燃烧方式主要用于某些导弹的巡航段或作为辅助动力装置的燃气发生器。



端面燃烧类型的发动机示意图

这种燃烧方式，在一种推进剂燃速下只能得到一定的燃气生成率；可利用在药柱轴向分段用不同燃速的推进剂以满足不同时间段需要不同燃气生成率的要求。这种装药的发动机或燃气发生器的点火较困难，开始燃烧室压强上升较缓慢，可以用端面开槽或锥台形等方法适当增加初始燃面来解决这类问题。这类药柱可能在燃烧过程中出现异常，即燃面由平面逐渐形成锥面，称为锥面燃烧。

（撰写：黄坚定　审订：黄祖蔚）

duanqiangji juding'erxi tuijinji

端羟基聚丁二烯推进剂 hydroxyl terminated polybutadiene propellant 简称丁羟推进剂。以端羟基聚丁二烯（HTPB）为粘合剂，与无机氧化剂、能量添加剂、异氰酸酯固化剂和键合剂等组成的复合推进剂。兼有聚丁二烯推进剂和聚氨酯推进剂的优点。HTPB 的合成方法有两种：用过氧化氢作引发剂合成的自由基型和以有机锂化物作引发剂合成的离子型。在推进剂中应用最广的是自由基型。自由基型 HTPB 由二官能度和多官能度（$\geqslant 3$）的多种级分组成。HTPB 的粘度较低，丁羟推进剂固体含量可达 88% 以上，具有较高的比冲；这种推进剂在较宽温度下力学性能好，燃速可调范围大（4～100 mm/s，7 MPa），燃速压强指数较低，抗老化性能优于丁羧和丁腈羧推进剂，而且成本低。采用键合剂是使这种推进剂具有优良力学性能的关键。该推进剂已广泛应用于各种战术、战略导弹和空间型号等的固体发动机中，是固体推进剂的一个主要品种。

（撰写：陈长乐　审订：姚润森）

duansuoji juding'erxi tuijinji

端羧基聚丁二烯推进剂 carboxyl terminated polybutadiene propellant 简称丁羧推进剂。由端羧基聚丁二烯（CTPB）为粘合剂，与无机氧化剂、能量添加剂、固化剂及工艺助剂等制成的复合推进剂。端羧基聚丁二烯推进剂固体填加量可达 85% 以上，燃速可调范围宽（5～20 mm/s），在较宽温度范围内具有良好的力学性能。曾在 S-210 单级探空火箭、卫星运载火箭上使用；“民兵”-1、2、3 导弹的第一级，“民兵”-2、3 导弹的第二级，“麻雀”3-6B 导弹也采用这种推进剂。因其固化系统复杂、贮存老化性能较差和 CTPB 成本高，20 世纪 70 年代后已逐渐被丁羟推进剂所取代。端羧基聚丁二烯粘合剂的合成方法有两种：用金属锂或有机锂化物作引发剂合成的离子型端羧基聚丁二烯；用过氧化物作引发剂合成的自由基端羧基聚丁二烯。前者分子量分布较窄、成本高，后者分子量分布较宽、成本低。

（撰写：陈长乐　审订：姚润森）

duidi guance weixing

对地观测卫星 earth observation satellite 又称地球观测卫星。用于观测地球及其大气层的人造地球卫星的总称。对地观测卫星包括民用和军用遥感卫星。民用遥感卫星包括气象卫星、地球资源卫星、环境监测卫星和海洋观测卫星等。军用遥感卫星主要包括成像侦察卫星、导弹预警卫星、海洋监视卫星、军用气象卫星等。对地观测卫星装有各种波段的遥感器或探测仪器，从空间收集来自陆地、海洋和大气的各种自然信息和社会信息，直接为气象、农业、地质、水利、海洋、环境保护、测绘和军事等领域服务。

（撰写：梁巍　审订：朱毅麟）

duidi guance xitong

对地观测系统 Earth Observing System (EOS) 1983 年由美国地理科学界和国家航空航天局（NASA）提出的地球系统科学及其空间轨道平台研究计划体系。英文缩写为 EOS。它利用由美国和其他国家提供的仪器所装备的高级极地轨道平台，在 20 世纪 90 年代及以后对地球进行连续性的全球观测。EOS 包括 3 个部分：(1) EOS 科学研究计划：以美国 NASA 和其他研究机构及其国际合作伙伴（欧洲、加拿大、日本）的地球科学研究工作为基础进行；(2) EOS 资料和信息系统：具有能与轨道上的平均数据速率相适应的数据处理、算法更新、产品分发和存档的能力，并具有先进的网络设施，对观测平台有指挥控制能力；(3) EOS 观测平台：能对地球同一地区做每日 4 次观测的航天器，最终包括 5 颗卫星和 1 个载人空间站。EOS 是一项规模巨大的国际综合性空间计划，是空间、遥感、电子和计算机等世界领先技术的集中体现。EOS 平台将安装 10 多种高精尖的多波段高光谱分辨率和高灵敏度的仪器，频率覆盖宽，具有多视角多极化遥感能力，用于大气、陆地、海洋、气候以及全球环境变化监测等地球物理和环境科学研究领域，以期更加深入、系统地认识地球。

（撰写：王绍强　审订：周成虎）

dui fanfushe daodan de tance gaojing he youpian

对反辐射导弹的探测、告警和诱偏 detecting, warning and decoying for ARM 防空导弹武器及其雷达系统为对抗反辐射导弹攻击而采取的综合电子干扰措施。为此防空导弹武器系统应配置以下装备：(1) 1 部反辐射导弹告警雷达；(2) 2～3 个工作于被保护雷达频段的有源诱饵装置（分别与雷达相隔数百米）；(3) 若干部投放箔条云和红外曳光弹的干扰装置。其工作过程如下：首先由自主工作的反辐射导弹告警雷达及时发现反辐射导弹的发射，给出告警信息，必要时关闭被保护雷达发射机（或停止辐射），同时轮流开启部署在雷达周围的有源诱饵装置干扰反辐射导弹的被动雷达导引头正常工作，将反辐射导弹诱偏至远离被保护雷达的无害空地。另外，为有效地对抗具有光电复合制导能力的新型反辐射导弹，应在适当时机发射箔条云、红外曳光弹或施放烟雾进行诱偏，确保被保护雷达的安全。整个战斗操作是全自动的。

（撰写：阮文杰　审订：吴欣）

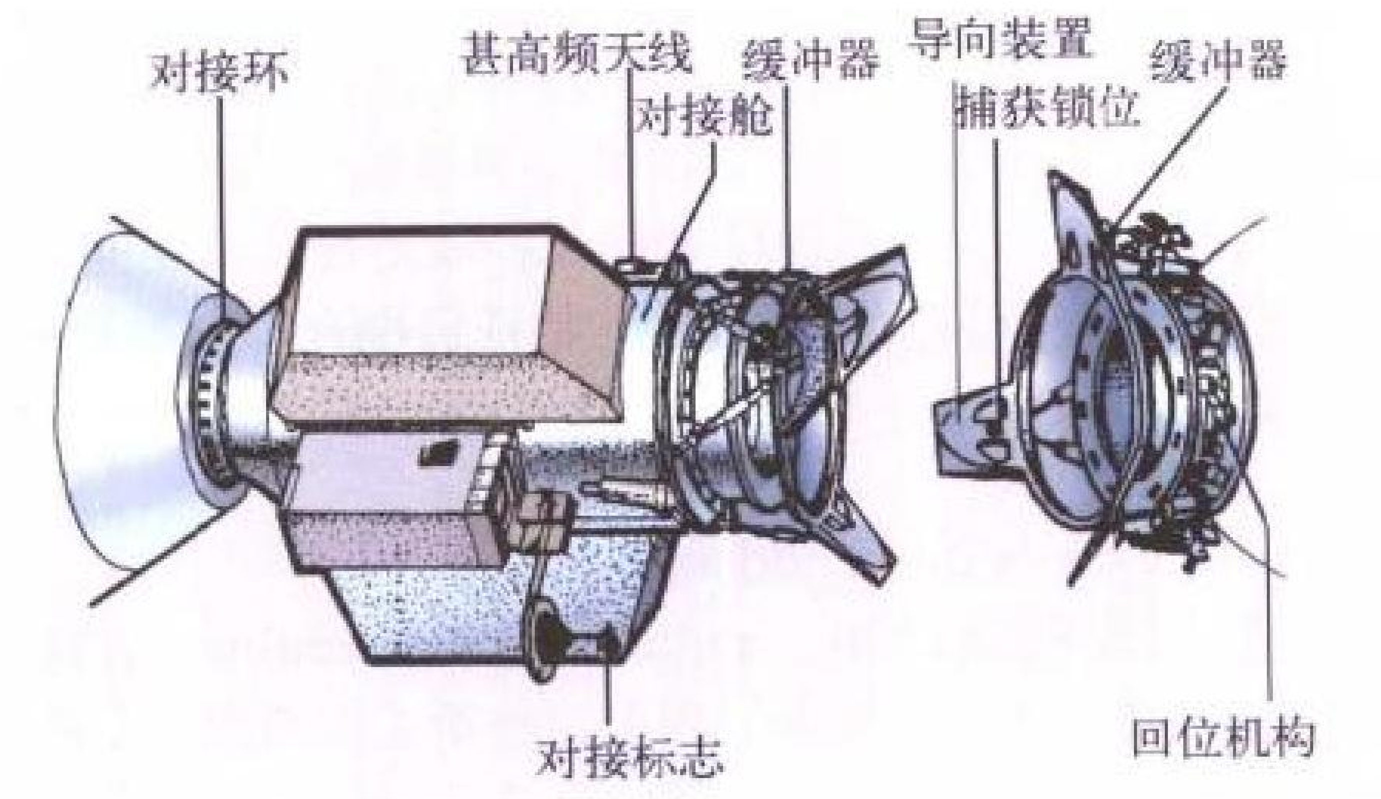
duijie

对接 docking 在交会对接操作的停靠阶段终了，利用专用对接机构使受控的追踪航天器与目标航天器在结构上刚性连接成一个整体的过程。此时两航天器的数据线、电源线和流体管线也同时连接在一起。两航天器完成交会对接过程的最终对接阶段后，利用指示对接机构已正确合拢的开关信号启动对接的后继阶段，即对接后两航天器组合体的控制和结构重新配置，但这一过程不属交会对接范畴。对接可在航天员的指挥和操纵下进行。1965 年 12 月 15 日，“双子星座”6 号与 7 号飞船通过航天员调整飞船姿态用手控完成了世界上第一次人控交会对接。随着空间交会对接技术的发展，对接也可以遥控自动和自主方式完成。1987 年 2 月 8 日，前苏联的“联盟”TM-2 飞船与在轨运行的“和平号”空间站实现了遥控自动交会对接。1998 年 7 月和 8 月，日本发射的“工程试验卫星”7 号在轨道上分离后两次成功地实现了其追踪星（“牛郎星”）与目标星（“织女星”）的自主交会对接。

（撰写：潘科炎　审订：李铁寿）

duijie zhuangzhi

对接装置 docking assembly 使两个航天器或舱段在轨道上实现对接、固定连接与分离的装置。对接装置可分为机电式、气液式和数控式3类。目前主要使用的机电式对接装置又可分为杆—锥式和周边式，而周边式又可分为导向瓣外翻和内翻两种。对接时，主动飞行器主动靠近目标飞行器，对接装置依次完成以下基本动作：捕获环或杆伸出、两个导向瓣或杆与接纳锥接触、补偿初始偏差、捕获（形成首次连接）、缓冲、校正、拉紧、对接面最终校准和贴合、对接面刚性连接和接通电气液路（形成第二次连接）、通道气密检查、通道增压、开门（完成连接）；分离前关门、气密检查、通道排气和分离（分开首次和二次连接）等动作。



"阿波罗号"飞船和"联盟号"飞船的对接装置

（撰写：娄汉文 审订：陈烈民）

duikong fanfushe daodan

对空反辐射导弹 air defence antiradiation missile 利用空中目标本身的电磁辐射进行制导，并攻击该目标的导弹。对空反辐射导弹与宽频带被动雷达站、导弹发控设备以及中制导设备等一起完成对带有电磁辐射的空中目标的攻击作战。对空反辐射导弹主要用来攻击空中随行掩护干扰飞机、远距掩护干扰飞机和空中预警指挥控制飞机等空中目标。对空反辐射导弹按其发射载体可分为地空和空空反辐射导弹两类。为了远距离攻击目标，现代对空反辐射导弹的射程可达200～400 km。目前世界上还没有现役的对空反辐射导弹。

（撰写：林玉琛 审订：张志鸿）

duiliuceng

对流层 troposphere 从地面向上至温度出现第一极小值所在高度的大气层。是对流体运动最显著的区域。对流层大气具有强烈的垂直混合作用。该层大气通过与地表间的辐射热交换及层内的对流达到平衡状态，湍流是其能量的主要消散过程。温度随高度增加而迅速和较均匀地下降是对流层的特征，温度递减率平均为6.5 K/km，不过随地域、季节和天气有些变化。对流层顶的高度从极地至赤道是倾斜的，极地约为6～10 km，赤道为16～18 km。对流层顶的高度一般冬季低，夏季高。极地和赤道对流层顶的温度分别约为220 K和190 K。大气中的大部分水气集中在此层内，常出现云和降水等天气过程。对流层是地球大气中的最低层，与地表和海洋相邻，人类生活在这层大气中，人类活动、海洋和地表的状况对于对流层的行为都有很大影响。地面温度最高是地表对太阳辐射的吸收造成的，而对流层的非常低的温度是由于对流层的水蒸气等向空间直接的红外热辐射冷却引起的。

（撰写：田剑华 审订：郝亨）

dui weixing de guangxue guance

对卫星的光学观测 optical observation on satellite 利用光学跟踪测量系统，精确测量卫星的运行轨道的技术。常用的卫星光学观测仪器有卫星跟踪摄影机。光学观测以恒星为背景对卫星进行跟踪或固定摄影。因此利用光学系统观测卫星时，必须具备以下条件：天气条件好，能见度高，卫星有一定的亮度（最好为1～6等），卫星轨道高度为中低轨道，不是全日照轨道。光学观测之前，预先给出卫星入轨点的理论参数和发射时刻，同时给出卫星的外形和质量，对光学观测及时跟踪测量较为方便。跟踪摄影机摄影时，卫星呈点像，而恒星呈拖痕，此时须利用快门将拖痕截出断口，用作测量的标志。在断口中央时刻，快门产生光电脉冲信号，传输给记时仪记录。事后测量底片上卫星与恒星的相对位置，根据恒星的精确坐标，推算出卫星在摄影时的赤经和赤纬，进而确定卫星的轨道。光学观测虽有一定的局限性，但当卫星无线电跟踪测量系统出现故障时，它将是唯一的测量卫星运行轨道的途径。因此光学观测是卫星运行轨道测量的一种辅助手段。

（撰写：吴开林 审订：章正熙）

dungan tuijinji

钝感推进剂 insensitive propellant 又称低危险性推进剂或低易损性推进剂。对外界撞击、摩擦、热、火焰、枪击和冲击波等作用不敏感，因而不易引起爆炸、烤燃、殉爆及燃烧转爆轰的推进剂。钝感推进剂在生产、运输、贮存和使用条件下都较安全，能提高固体导弹的生存能力，是解决固体导弹易损性的技术关键。实现钝感推进剂的技术途径主要是：引入钝感的固体氧化剂或炸药及功能助剂；提高推进剂的力学性能和热稳定性，如选用高能量密度材料作固体填料，选用耐热和韧性优良的高聚物作粘合剂等。

（撰写：陈华庭 审订：王北海）

duoboduan weizhuang

多波段伪装 multiband camouflage 从可见光到红外、微波等多种电磁频段的伪装工程技术。包括光学伪装（0.3～1.2 μm）、热红外伪装（3～5 μm和8～14 μm）及雷达伪装（Ka、X、C、S和L等频段）。光学伪装一般依据影响颜色差别因素和光学侦察能发现颜色差别的程度，采取消除、降低和模仿3条途径处理颜色差别。热红外伪装的基本途径是针对红外侦察器材的性能，消除红外辐射差别及模仿红外辐射差别。雷达伪装是根据雷达侦察的特点，消除目标与背景对雷达波的反射差别以及模拟目标与背景对雷达波的反射差别。多波段伪



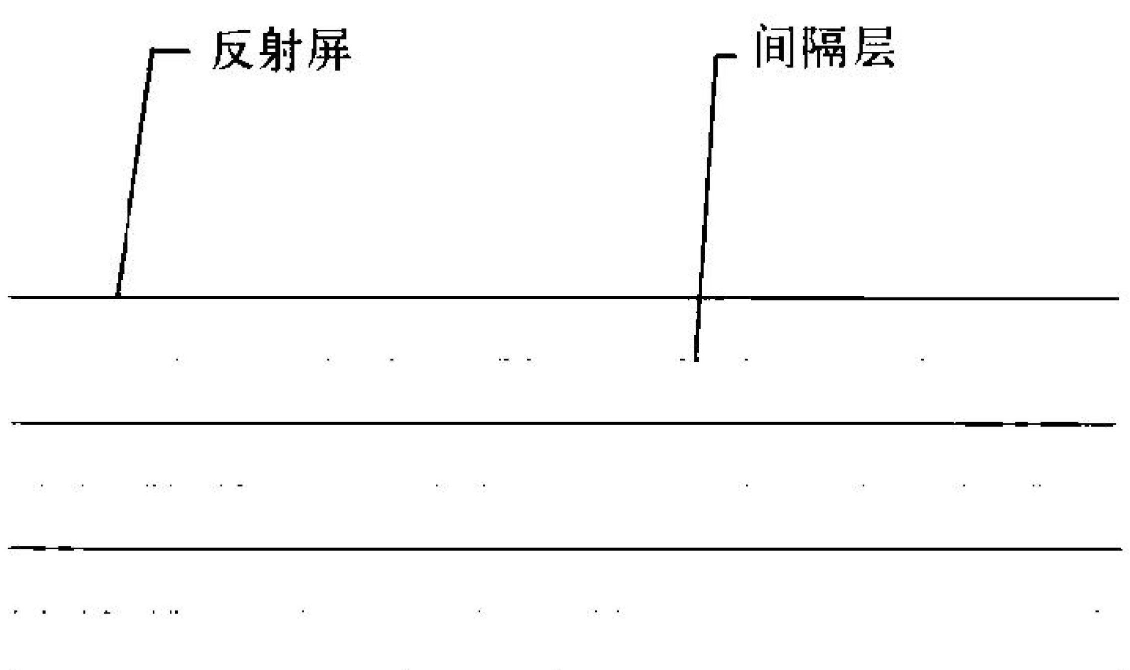
伪装网

装是一项综合技术。有效地进行多波段伪装可以使军事目标和军事设施能够对抗来自空间、空中及地面的多重侦察威胁，是保存军事实力，夺取战争胜利的关键要素。

（撰写：何 方　审订：包元吉）

duoceng gere zujian

多层隔热组件 multilayer insulation blanket (MLI) 由若干反射屏和间隔层交错相叠制成的真空隔热组件。根据不同的工作温度范围，可使用高温、中温或低温多层隔热组件。根据辐射隔热的原理，低温多层隔热组件的反射屏通常为双面镀铝聚酯膜，间隔层为涤纶网，镀铝面的低发射率是保证多层隔热组件具有优良隔热性能的重要条件，间隔层减少了反射屏之间的热传导。低温多层隔热组件的当量导热系数可以



多层隔热组件的组成

达到 10^{-4} W/(m · ℃) 的量级，因而被称为超级隔热材料。多层隔热组件是航天器热控系统的基本部件，已在大多数航天器上使用。低温多层隔热组件用于减少设备的热损失，减少空间外热流对航天器的加热，也用于航天器内部推进剂贮箱、推进剂管路和深冷容器等设备的隔热；高温多层隔热组件用于减少火箭发动机羽流对航天器本体的影响，也用于推力器的隔热。

（撰写：文耀普　审订：郭 舜）

duochuanganqi wang

多传感器网 multisensor network 由多个传感器组成的、并根据各传感器的观测信息在一定准则下进行分析、综合以完成所需的估计和决策任务的传感器系统。多传感器网的产生和发展首先是由于实际问题的需要，例如在现代战争中需要对整个战场的态势或某一具体目标的位置和状态进行全面评估，这时采用单个的传感器技术已不能满足要求；其次也得益于科学技术的发展，特别是信息融合技术的发展。信息融合就是对多传感器获取的信息，自动进行分析和综合的处理过程，因此信息融合与多传感器网是紧密联系在一起的。组成多传感器网的各个传感器可以是同一类型的，也可以是不同类型的。相对于单个传感器来说，多传感器网的主要优点是：扩展了系统的空间覆盖范围；扩展了系统的时间覆盖范围；增加了系统的信息利用率；提高了合成信息的可信度和精度；降低了可测信息的模糊度；改进了对目标的检测与识别性能；提高了系统工作的可靠性。

（撰写：王新全　审订：王 成）

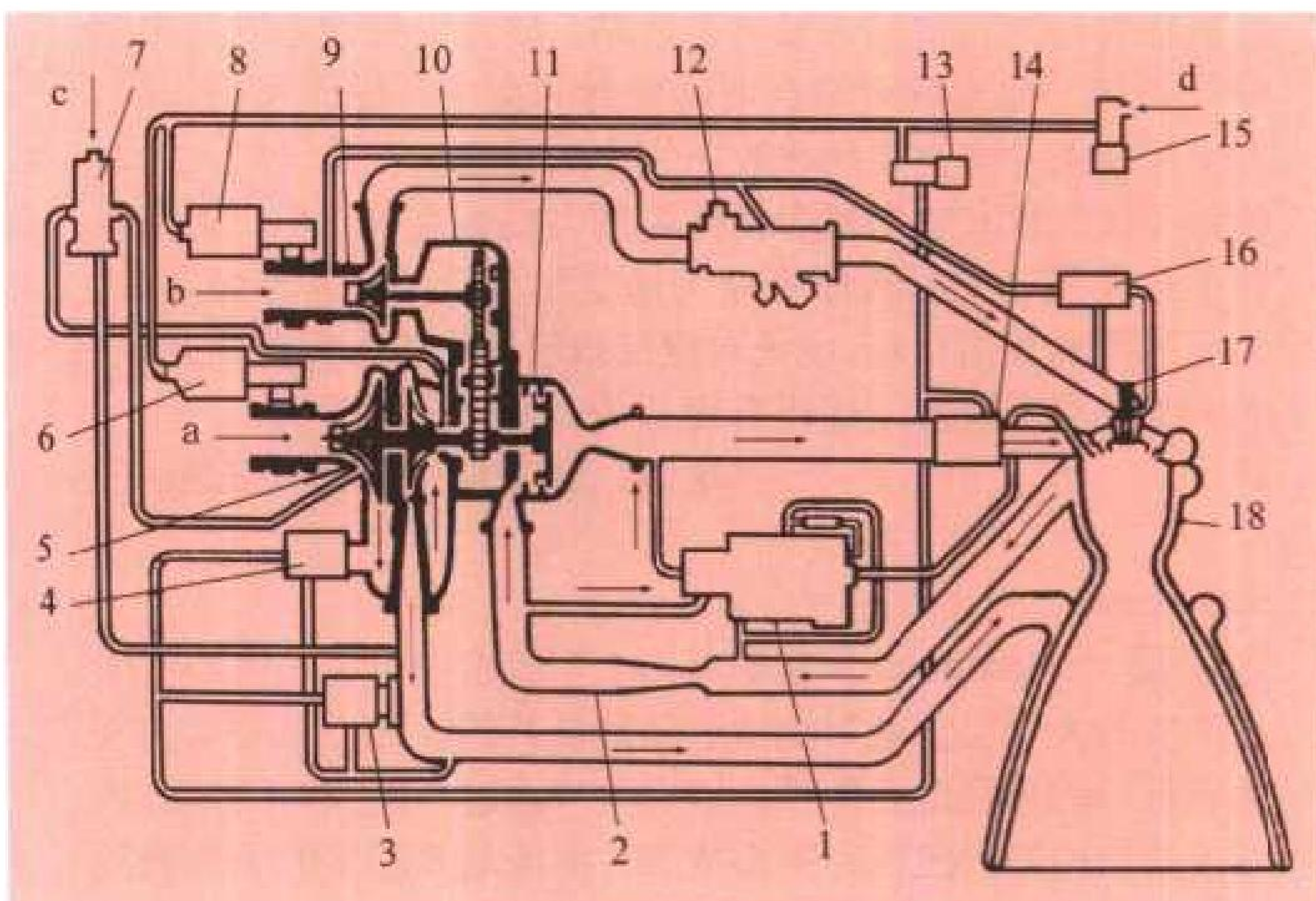
duochuanganqi xinxi ronghe

多传感器信息融合 multisensor information fusion 利用计算机对分散分布的若干传感器观测获得的相关信息，在最优准则下加以自动分析、综合，形成完整一致的信息，以完成所需信息估计和任务决策的处理技术。其实质是利用多传感器所提供的多种冗余信息，通过优化处理，使所欲获取情报的不确定度降为最低。多传感器系统是信息融合的基础，多源信息是信息融合的加工对象，协调优化是信息融合的核心。信息融合具有以下优点：扩展了系统的测量空间和时间覆盖范围；增加了系统的信息利用率；提高了合成信息的可信度和准确度；改进了系统的性能；降低了系统的投资。多传感器信息融合技术，包括对各种有用信息的采集、传输、综合、滤波、相关和合成，以便辅助人们对观测信息进行探测、跟踪与识别，并进行态势／环境的判定、规划、验证和诊断。这对于在战场上及时准确地获取各种有用的信息，对战场情况和威胁及其重要程度进行适时的完整评估，以及实施战术、战略辅助决策和对作战部队的指挥控制是极其重要的。多传感器信息融合分为数据层融合、特征层融合与决策层融合 3 个层次。

（撰写：王 成　审订：王新全）

duoci qidong huojian fadongji

多次起动火箭发动机 multistart rocket engine 在运载火箭或航天器一次飞行任务过程中，起动工作两次以上的火箭发动机。挤压式和泵压式火箭发动机皆可设计成具有多次起动功能。可贮存推进剂挤压式火箭发动机易实现多次起动，如飞行器上的姿控发动机、“大力神”火箭的过渡级发动机及“阿波罗”登月舱的下降发动机等。泵压式多次起动火箭发动机有 RL-10、J-2 和我国的 YF-73 及 YF-75 氢氧发动机以及“阿金纳”可贮存推进剂发动机等。多次起动发动机的起动环境条件为高真空和微重力（失重），所以必须保证高真空下点火可靠，并需在惯性滑行期间对贮箱内的推进剂进行管理。多次起动火箭发动机在参加火箭飞行前必须做真空点火的模拟试验，以保证高空点火的可靠性。固体火箭发动机多次起动问题也已逐步得到解决，开始得到应用。



RL－10 发动机系统图

1—推力调节器；2—文氏管；3，4—预冷泄出阀；5—燃料泵；6—燃料泵前阀；7—地面预冷单向阀；8—氧化剂泵前阀；9—氧化剂泵；10—齿轮箱；11—涡轮；12—氧化剂流量控制阀；13，15—电动气阀；14—燃料主阀；16—点火室氧化剂阀；17—点火装置；18—推力室；a—燃料泵入口；b—氧化剂泵入口；c—液氢入口；d—气氦入口

（撰写：袁耀章　审订：朱森元）

duodantou shifang

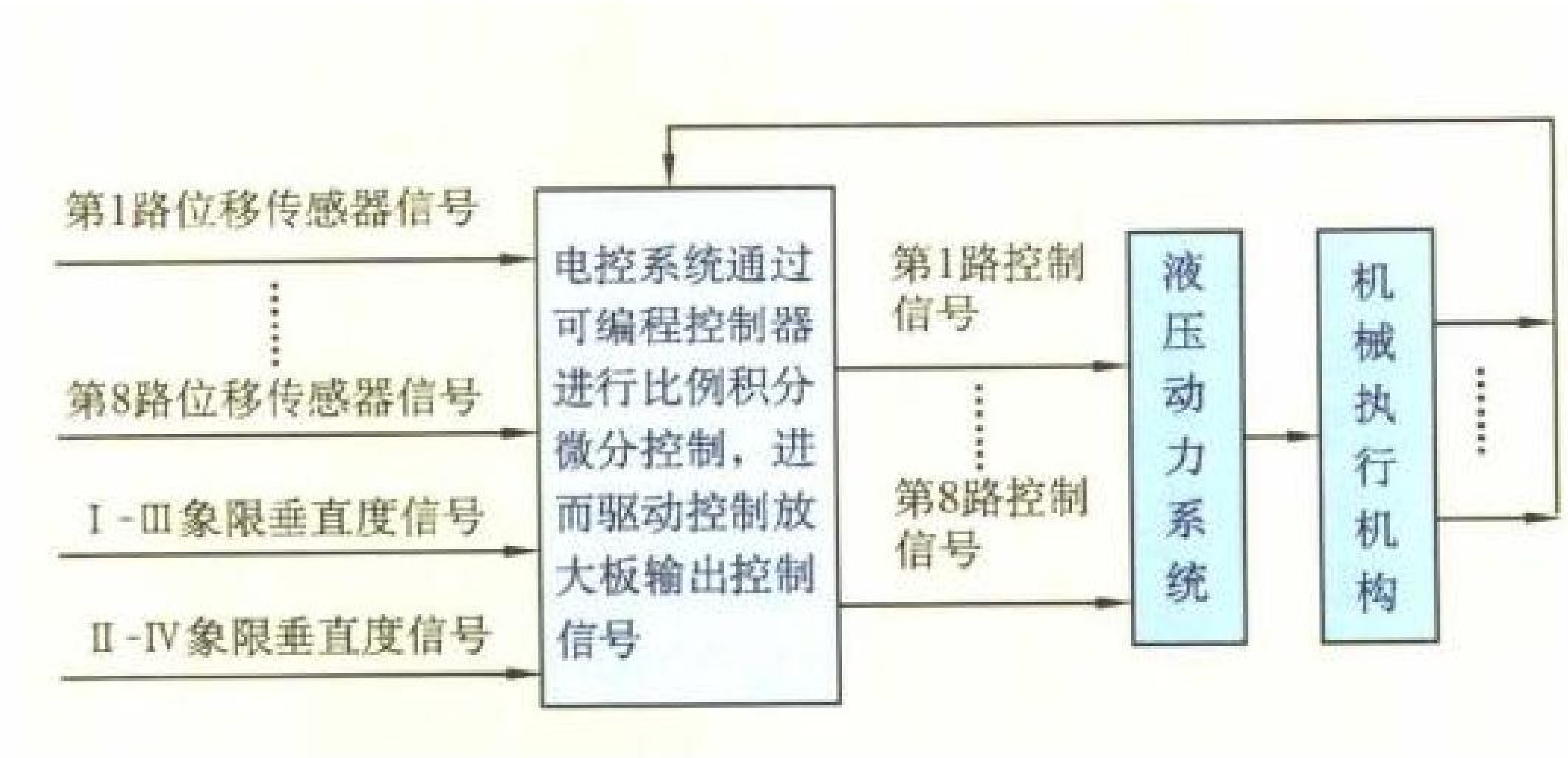
多弹头释放 multiple reentry vehicle release 导弹的母弹头按程序和按战术技术指标投放子弹头的整个过程。母弹

头按程序机动调整的目的，是使子弹头获得最好的命中精度。当全部子弹头释放完毕后，末助推控制舱将再做最后一次程序机动飞行，达到预定的轨道，以干扰敌方的反导弹预警系统及拦截系统。以美国“民兵”地地战略弹道导弹的MK12分导式多弹头为例，母弹头与导弹第三级分离后不久，位于末助推控制舱中的计算机将按预先安排好的程序开始工作。母弹头先是做一次程序机动飞行，对即将释放的子弹头进行速度和方位的微小调整，然后沿轴向投放第一个子弹头。子弹头投放后，沿惯性轨道飞向预定目标。每投放一个子弹头后，末助推控制舱就使母弹头做下一次机动飞行，改变其轨道，重新对速度和方位作微小调整，为投放下一个子弹头做好准备，直到最后一个子弹头释放完毕。

（撰写：于德滨　审订：薛成位）

duodian tiaoping

多点调平　multi-point leveling　运载火箭由运输状态转换为发射状态时，发射平台将由4轮组受力状态转为8点刚性支撑状态，为保证发射台台体在一个水平面上，对转换装置行程进行调整的过程。在状态转换及调平过程中，要求转换装置受力均匀，转换过程平稳，以确保发射台上的箭、船、塔的状态和安全。该调平系统是一个多输入、多输出的闭环控制系统。多点调平系统将机、电、液有机地结合在一起，使每



多点调平系统原理简图

个转换装置都能按设定的数字模型动作。在保障箭、船、塔安全的情况下，在对活动发射平台进行调平的过程中，可以按需要对发射平台分别进行同速同升、同速同降、I-III象限垂调、II-IV象限垂调、同时垂调、扇升同升(同速同升与垂调同时进行)及扇升同降等操作。

（撰写：刘　毅　审订：王瑞铨）

duogongneng fasheche

多功能发射车　multi-purpose launching vehicle　除发射功能外，集成了其他功能的导弹发射车。根据现代战争的实际需求，随着技术水平的提高，许多发射车除具备基本的发射功能外，还设计了许多附加功能，以满足各种不同的作战要求。例如：采用箱式发射技术的发射车一般都具有贮存和运输导弹的功能；许多地空导弹发射车集成有雷达设备，具有自动跟踪、瞄准目标的功能；发射车装有指挥决策系统，具有单车作战或指挥多辆发射车协同作战的能力；同一发射车能够满足多型号的导弹发射等。多功能发射车技术正处于发展阶段，目前已有一些型号的发射车定型或正在研制。多功能发射车代表了发射车技术的一个发展方向。

（撰写：汪京杭　审订：曾智勇）

duogongneng zhuanyi

多功能转椅　multifunctional swivel chair　一种在水平旋转时能够提供一定的角速度和角加速度，同时又能自动俯仰或左右摆动，产生较稳定的科里奥利加速度刺激的试验用座椅。它由椅座、液压转台、自动倾斜机构、液压动力系统、信号采集传输系统及控制系统等组成。它可以产生正向和反向的



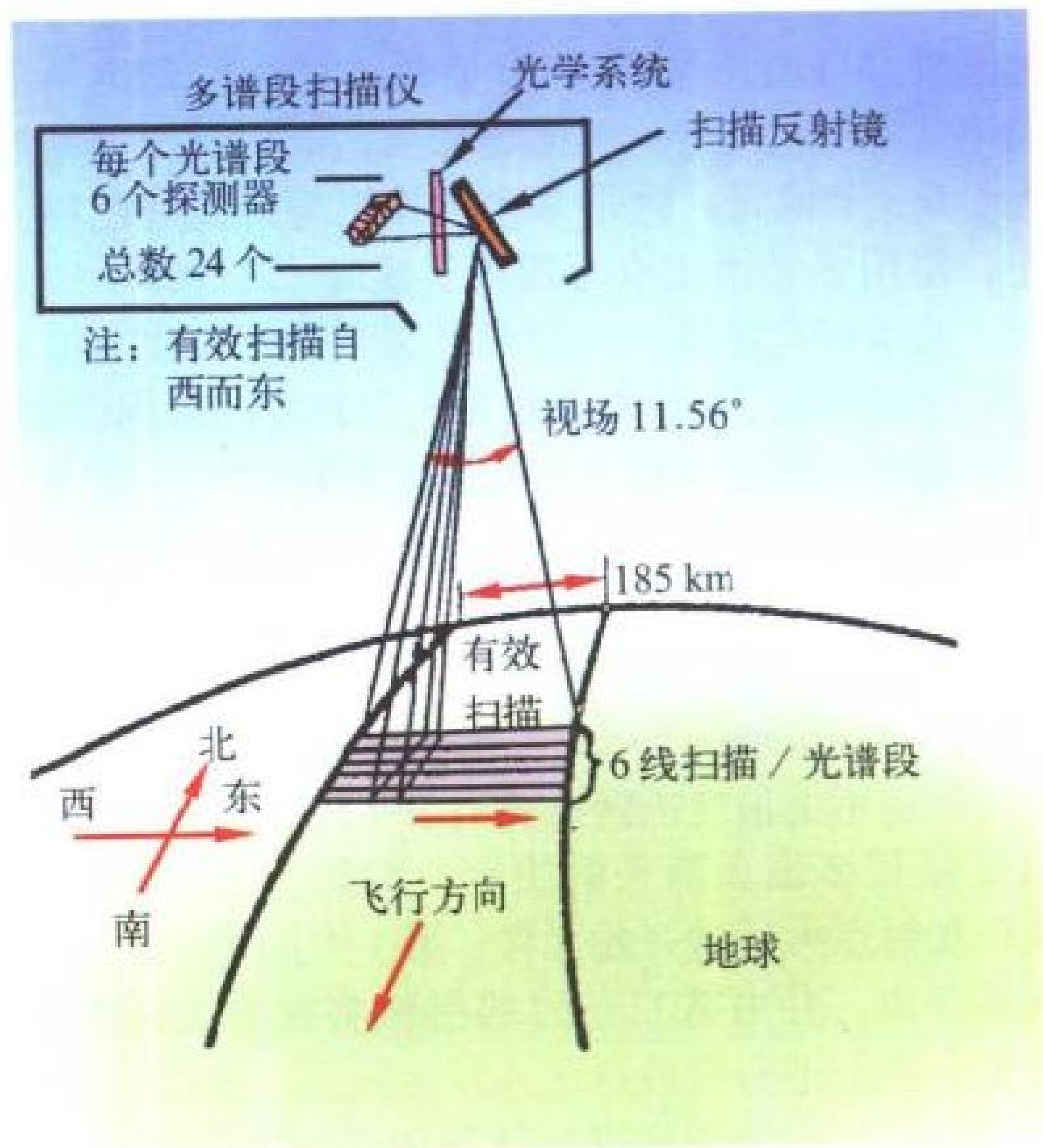
多功能转椅

水平旋转，可作匀角速度、匀角加速度旋转，也可作方波、三角波变角加速度旋转；可以产生正弦波水平摆动、摆动幅值和频率可以调节；可以作前后俯仰运动和左右倾斜运动，参数可调。总之，它可以作单独或同时绕人体 X、Y、Z 三个轴的转动，产生复合刺激环境，促使被试者发生空间运动病症状。它是研究空间运动病的重要设备，也是航天员前庭功能耐力选拔和训练的设备。如图所示为我国航天医学工程研究所研制的多功能转椅设备。

（撰写：张福冬　审订：魏金河）

duoguangpu saomiaoyi

多光谱扫描仪　multispectral scanner (MSS)　又称多谱段扫描仪。广义的多光谱扫描仪是对利用光机扫描同时获得多波段(多谱段)图像的一类遥感器的总称。一般由扫描镜(如摆动式、双面镜转动式、与光轴成45°的平面镜绕光轴转动



“陆地卫星”1号光谱扫描仪示意图

式等)、光学系统、探测器及电子系统等组成。其特点是：利用分光系统及其他手段配合同时获得同一地物的具有一定配准精度的多波段图像。狭义而言，多光谱扫描仪专指“陆地卫星”1、2、3和4号上使用的遥感器MSS，其工作方式如图所示。“陆地卫星”的MSS有4个波段(0.5～0.6 μm，0.6～0.7 μm，0.7～0.8 μm，0.8～1.1 μm)，均用光电倍增管做探测器；“陆地卫星”3号上的MSS还增加了一个热红外波段(10.4～12.6 μm)，探测器为辐冷器致冷的碲镉汞。MSS利用摆动镜单向扫描，扫描宽度185 km。前4个波段的空间分辨率为86微弧度，噪声等效反射率差达到1.5%；热红外波段空间分辨率为258微弧度，噪声等效温差为1.2 K。“陆地卫星”1、2和3号的轨道高度为913 km，故MSS前4个波段的地面像元分辨率为79 m，3号上的热红外波段地面像元分辨率为237 m。“陆地卫星”4号的轨道高度为705 km，地面像元分辨率为64 m。 （撰写：金志煜　审订：彭锦霞）

duoguangpu yaoganqi

多光谱遥感器 multispectral remote sensor　又称多谱段遥感器。在可见光和红外谱段范围同时获得同一目标的多个不同谱段图像的遥感器。多光谱遥感按其工作原理可分为多光谱相机(多谱段相机)、多光谱电视和多光谱扫描成像仪3类。多光谱相机由于不能实时传输，使用受到极大的限制。属于多光谱电视类的返束光导摄像机(RBV)仅在早期的“陆地卫星”上使用过。后来使用的都是多光谱扫描成像仪，如“多光谱扫描仪”(MSS)、“主题测绘仪”(TM)和“改进的增强型主题测绘仪”(ETM+)等均为光机扫描式多光谱扫描成像仪；法国“斯波特”卫星上的“高分辨率可见光遥感器”(HRV)是推帚式多光谱扫描成像仪。1999年10月发射成功的中巴地球资源卫星上的“红外多谱段扫描仪”(IRMSS)和多谱段CCD相机，是由中国空间技术研究院研制的。 （撰写：金志煜　审订：彭锦霞）

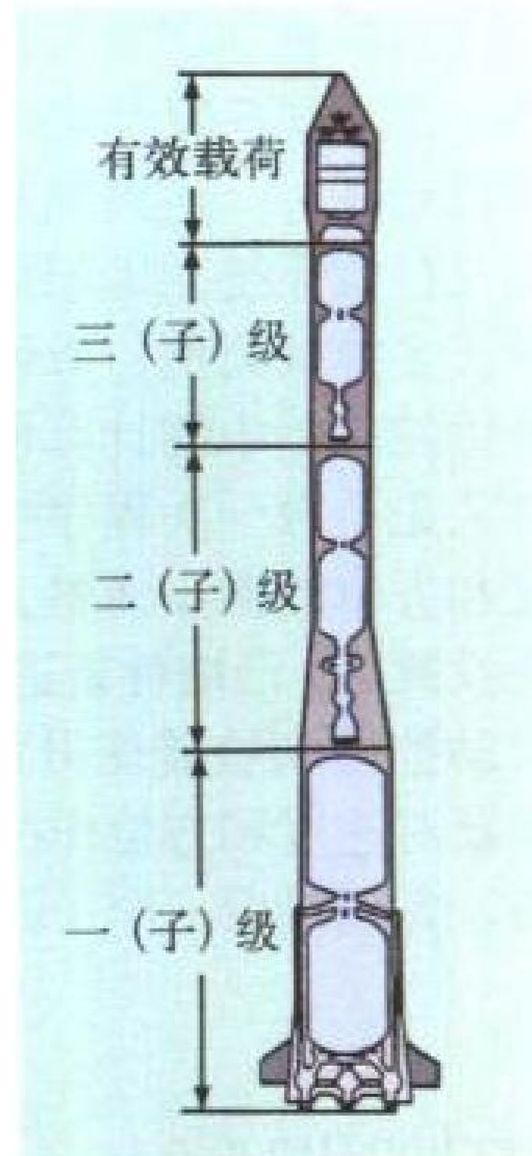
duoguangpu zhaoxiang zhencha

多光谱照相侦察 multi-spectrum photographic reconnaissance　利用高分辨率多光谱相机进行的照相侦察。高分辨率多光谱相机一般采用电荷耦合器件(CCD)作为工作探测器，如多光谱CCD相机、多光谱成像仪等。多光谱相机的重要指标包括：光谱范围、瞬时视场(像元分辨率)、信噪比(辐射分辨率)、调制传递函数(MTF)、总视场(地面覆盖宽度)、配准精度以及相对和绝对定标精度等。多光谱相机内部光谱配准精度一般要求优于0.3个像元，这是多光谱相机与普通全色相机的不同之处。使用多光谱相机可覆盖从紫外(110 nm)到近红外(900 nm)的所有光谱段。这种相机装于照相侦察卫星上可用于探测导弹助推段、飞行中段和再入飞行段的数据以及地缘、极光、极地中大气层和低大气层背景数据。

（撰写：刘恒振　常际军　审订：孙广勃）

duoji huojian

多级火箭 multi-stage rocket　由多级组成的火箭。由于单级火箭在实际运用上很难达到实现宇宙飞行所必需的宇宙速度，因此需要采用多级火箭来解决这一问题。多级火箭的第一(子)级在发射点火后就开始工作，第一(子)级工作结束后与整个火箭分离，并由第二(子)级继续将有效载荷推向太空，依此类推，直至把有效载荷送入预定轨道。多级火箭一般由2～4级组成，在相同的推进剂储量和有效载荷质量下，多级火箭比单级火箭能使有效载荷获得更大的速度。多级火箭的理想速度是其每一级理想速度之和。多级火箭与单级火箭相比有以下优点：(1)多级火箭在每级工作结束后可以抛掉不需要的质量，因而在火箭飞行过程中，能够获得良好的加速性能，逐步达到预定的飞行速度；(2)多级火箭各级发动机是独立工作的，可以按照每一级的飞行条件设计发动机，使发动机处于最佳工作状态，从而也就提高了火箭的飞行性能；(3)多级火箭可以灵活地选择每一级推力的大小和工作时间，以适应发射轨道的要求、轨道测量要求以及载人飞船对飞行过载的要求。但多级火箭也有缺点，主要是：(1)火箭结构复杂，使用的发动机数量多；(2)级与级之间需增加级间段进行连接，分离次数多；(3)结构细长，弯曲刚度差，不容易实现气动稳定。多级火箭由于这些原因使得可靠性降低，成本增加。 （撰写：才满瑞　审订：朱维增）



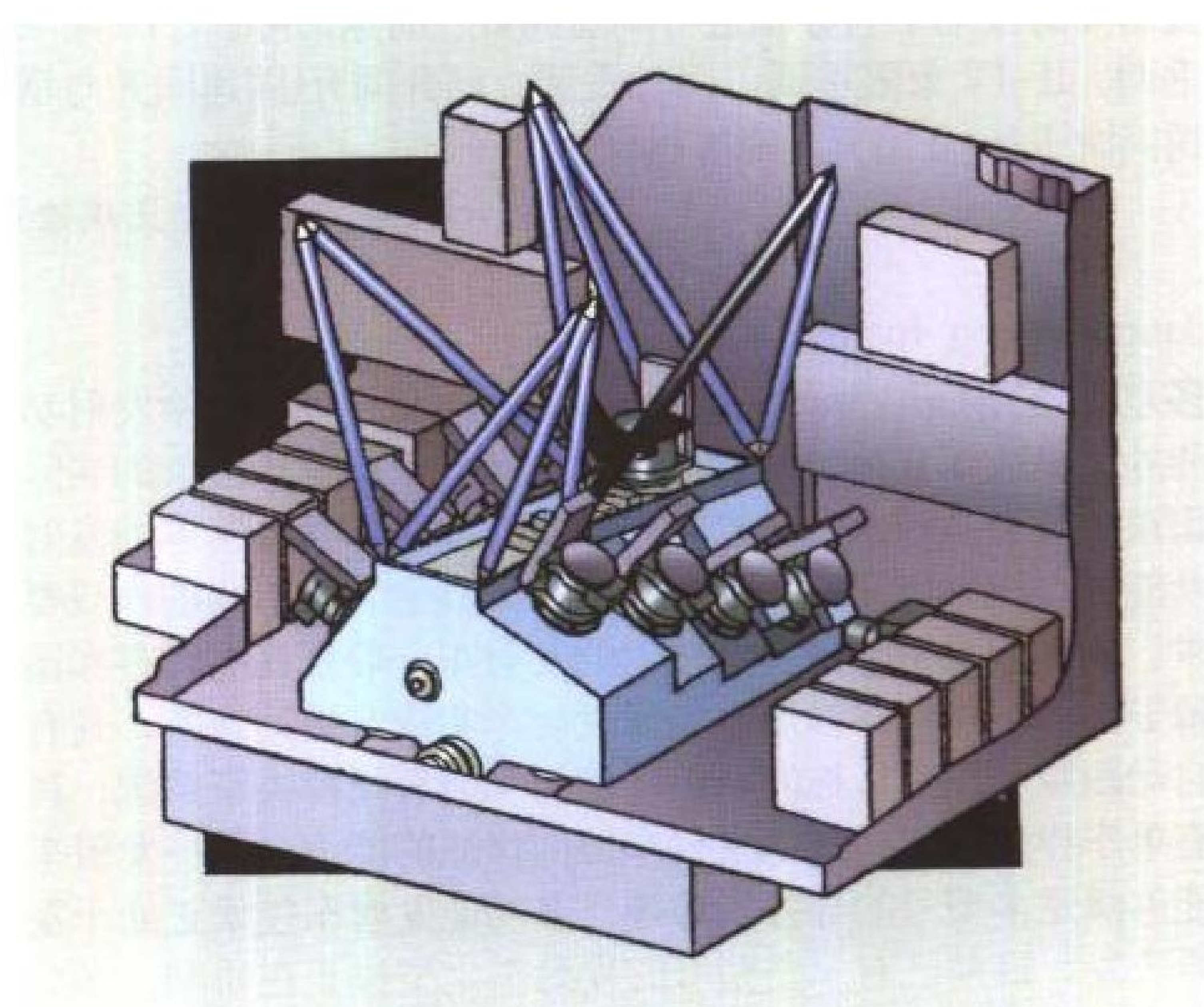
多级火箭结构示意图

duoji yunzai huojian

多级运载火箭 multi-stage launch vehicle　见多级火箭。

duojiaodu chengxiang guangpu fusheji

多角度成像光谱辐射计 multiangle imaging spectro-radiometer(MISR)　美国“对地观测系统”(EOS)卫星上的主要遥感仪。英文缩写为MISR。它在可见光和近红外的4个光谱波段、按平台飞行前后8个角度方向摄取地面具有角度反射特征的多光谱图像。图像数据的主要用途是：(1)研究云对太阳辐射收支的作用；(2)确定对流层气溶胶对太阳辐射收支的影响；(3)在研究全球生物化学循环中起支持和补充作用。MISR包括9个电荷耦合器件(CCD)线阵摄像机，在仪器内光学平台上按不同角度安装。每个摄像机均按推帚式扫描成像原理操作。光具光谱范围为420～890 nm。焦平面探测器组件，由4行覆盖不同波段滤光片膜的1696像元线列阵CCD器件组成。各波段中心位置为446 nm、558 nm、672 nm、866 nm，带宽15～35 nm。地面刈幅宽度360 km，星下点分辨率


MISR仪器剖视图

250 m。仪器内定标装置为2个太阳光定标板和1个光电二极板管组件。仪器总质量149 kg。功耗(平均) 72 W。数据率平均为3.3 Mbps。该仪器由美国航空航天局制造和管理。

(撰写：张钧屏　审订：薛永祺)

duokong cailiao

多孔材料 porous material　通常指孔隙度为15%～90%，微孔尺寸几纳米到几百微米，具有相互连通孔隙的材料。包括多孔金属、多孔陶瓷、多孔玻璃，以及各种多孔有机材料。以多孔金属为例,主要原材料有铜、青铜、铁、不锈钢、镍、钛及其合金，难熔金属及其化合物的粉末、纤维或长丝。基本制造工艺是金属粉末模压、挤压、等静压、粉浆浇铸、轧制等成型，烧结或粉末松装烧结；纤维的成型或成毡，烧结或热压烧结；长丝的编织、缠绕、复合轧制，烧结或热压烧结，直接制成多孔金属功能器件、多孔板材或薄膜（厚度小于100 μm)；还可用金相腐蚀、熔融金属喷射等物理、化学方法制造金属多孔材料。这类材料由于有良好的力学和物理、化学性能，材料的孔隙度、微孔尺寸和孔径分布可以根据设计要求在很大的范围内进行调整，以满足各种特定条件下的使用需要，因而获得广泛的应用。例如:(1) 不锈钢编织丝网复合轧制烧结，制成液氢—液氧发动机喷注器强迫发汗防热面板;(2) 钨、碳化钨等难熔金属及其化合物用作自发汗材料及部件(如固体发动机喷管喉衬、燃气舵等)的多孔骨架，或用多孔金属作其他气化冷却防热部件和流体动力学部件的附面层控制材料;(3) 多孔过滤材料用作液压、气动和平台系统流体工作介质净化，液体燃料、氧化剂净化用过滤器，以及其他气、液、固三相分离器件;(4) 多孔材料广泛用作各种减磨轴承，阻尼、减振、消声、隔热、止火器件，以及蓄电池电极板等。

(撰写：谭建安　审订：巫世杰)

duokong jinshu

多孔金属 porous metal　通过粉末冶金烧结成的孔隙度大于45%，并含有大量连通孔的金属。孔隙度大于90%的多孔金属称为泡沫金属。制作多孔金属的材料有铜、青铜、银、钛、镍及其合金、不锈钢等。多孔金属通常用粉末冶金法制造。多孔金属属于深度过滤型过滤材料，主要用作制造过滤器(滤芯)或分离器。多孔金属的孔径以过滤精度表示，可以是几个纳米到几百微米。改变粉末的粒度和粒度分布或改变基体的密度和厚度，就能控制和调整过滤性能。多孔金属强度比较高，使用压力可达几个大气压，壁薄，可小于100 μm，孔隙大小比较均匀。多孔金属材料用于各工业部门液体和气体的净化、固体物质的富集，气体分离等。

(撰写：仝爱莲　审订：韩鸿硕)

duokong jinshu guolü cailiao

多孔金属过滤材料 porous metal filter material　用多孔金属制成的过滤材料。按制造工艺和微孔结构特点可分为：粉末冶金过滤材料、金属丝编织(缠绕)过滤材料和金属纤维过滤材料。常用的金属有青铜、铁、镍、不锈钢等。与非金属过滤材料相比，多孔金属过滤材料不仅强度更高，更耐高温，过滤性能更稳定，而且可以控制和调整材料的孔隙度、微孔尺寸和分布状态，以满足不同净化需求。多孔金属过滤材料主要用作液体和气体过滤器芯材，在导弹和航天器上用作液压和气动伺服系统的过滤器滤芯。

(撰写：仝爱莲　审订：韩鸿硕)

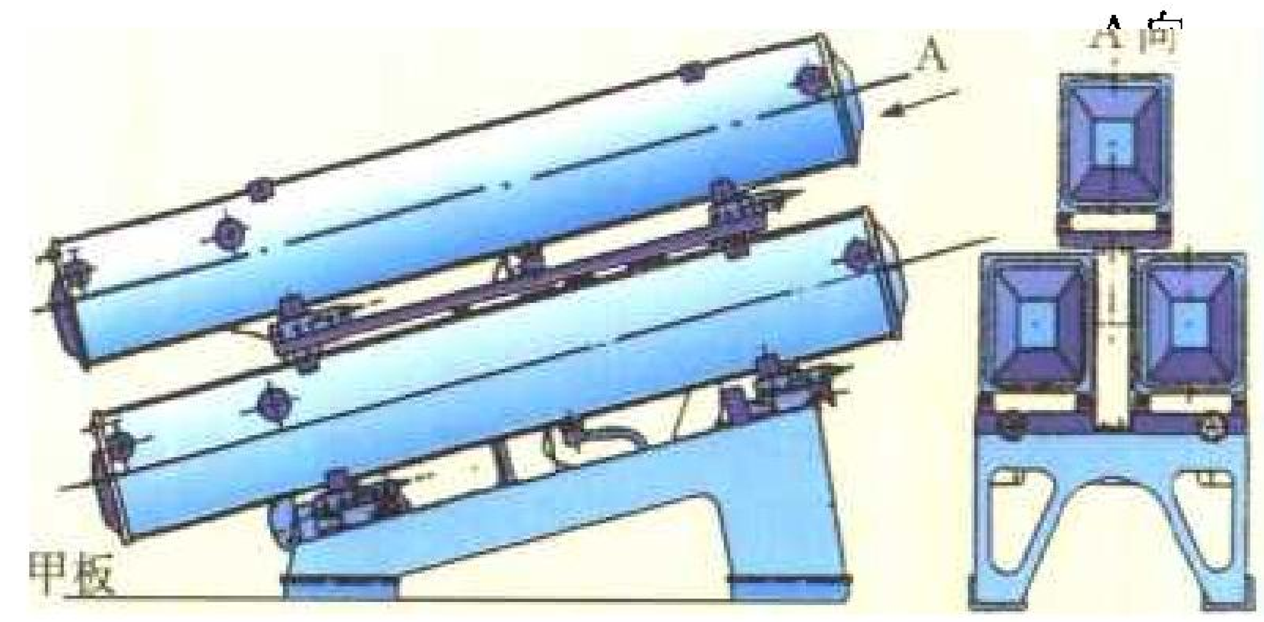
duolianzhuang chuizhi fashe zhuangzhi

多联装垂直发射装置 multiple vertical launcher　可装载两发以上导弹的一组垂直发射装置。参见*垂直发射装置*。

(撰写：汪京杭　审订：曾智勇)

duolianzhuang daodan fashe zhuangzhi

多联装导弹发射装置 multiple missile launcher　又称多联装发射架或联装式导弹发射装置。在一座发射架上，能装载(装填)两枚或两枚以上导弹，并在一定时间间隔内能完成导弹的连射或齐射的发射装置。多联装导弹发射装置按装填导弹数量的不同，可分为双联装发射装置、三联装发射装置、四联装发射装置等。是发射装置发展的一种趋向，大多用于中小型导弹的发射，少数大型导弹也采用此种方式。其优点是可以使一座发射装置起到多座发射装置的作用，减少了每一个作战单位地面设备的数量和降低了生产费用，并可以在一定程度上提高导弹的发射率。多联装发射装置由于要连续发射导弹，因此在设计时要注意结构的合理布局和安排，以利于发射稳定性和燃气流的排导。多联装导弹发射装置就其结构排列方式来说，有一字形、品字形、田字形、矩阵形等多种布置形式(见附图)。为了保证发射装置的发射稳定性和发射精度，多联装发射装置在设计时要注意导弹的发射顺序和发射间隔的合理确定。发射顺序的确定原则一般是“先上后下，左右交替。”发射间隔的确定原则一般是以发射装置在发射前一发导弹时产生的振动已衰减到不致影响下一发导弹的发射精度，已点火飞行的导弹所产生的燃气流场和空气流场不至于影响下一发导弹的飞行为原则。



多联装导弹发射装置（三联）

(撰写：吕佐臣　审订：曾智勇)

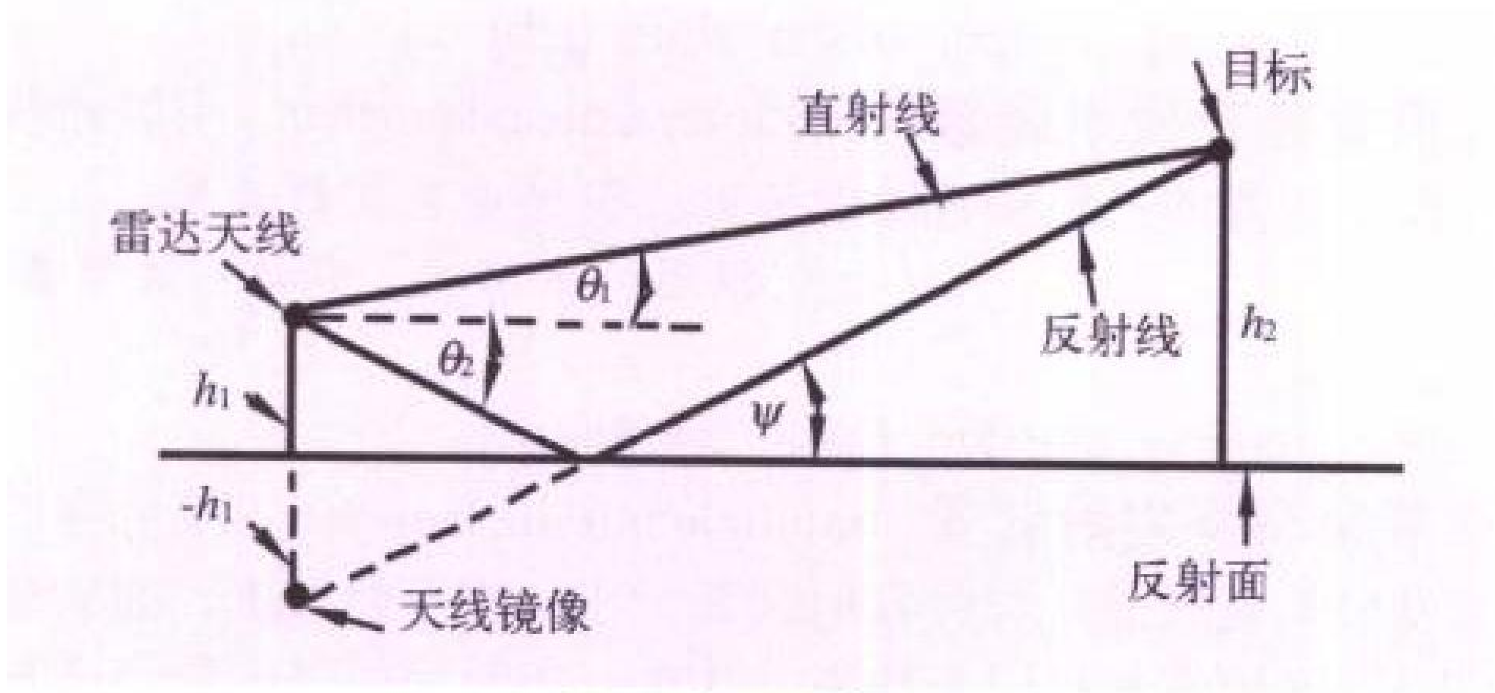
duolianzhuang fashexiang tong

多联装发射箱(筒) multiple launching container　可内装多枚导弹的发射箱。多联装发射箱有两种形式：一个箱体内分若干隔舱，每舱内装一枚导弹；或由若干独立的发射箱(或发射筒)组装而成。它可以根据导弹发射和发射装置总体布置的要求设计成不同的联装数和排列型式。多联装发射箱占用空间少，有的可以同时贮存和发射不同类型的导弹，因此，一般箱(筒)式导弹发射装置多采用多联装方式。

(撰写：张伯生　审订：曾智勇)

duolujing ganrao

多路径干扰 multipath interference　电磁波从雷达天线发出后，由于不同方向的射线经过不同的路径，其中有的经过反射(如图中的地面反射)，有的却直接到达目标点，由此使到达目标的电磁波产生矢量叠加，其结果与直达波有相位、极化和幅度的差异，从而干扰雷达对目标的正常捕捉和跟踪。



平面地面反射图

这种干扰称多径路干扰，又称多径效应。从目标反射回来的雷达回波也不是仅有雷达波，同样存在从天线附近反射的地面杂波。 （撰写：殷善贤 审订：任子西）

duomian xiangkongzhen tianxian

多面相控阵天线 multi-planar phased arrays 利用空间结构布局，将多部平面相控阵天线有机结合起来，扩大扫描空域的相控阵天线。典型情况是用电扫描加空间布局来实现雷达工作空域的半球覆盖，用多个平面相控阵组成角锥体或截断角锥体形状，每个平面阵在俯仰面上的扫描范围一般为0°～90°，在方位面上的扫描范围 $\pm\theta_m$ 由阵面数 N 确定。对角锥体形状的阵列

$$\theta_m = \mathrm{arctg}\left(\sec\frac{\pi}{N}\right)$$

平面阵偏离垂直面的倾角 α 为 $\frac{\pi}{2}-\theta_m$；
对截断角锥体形状的阵列

$$\theta_m = \arcsin\left(\sqrt{\csc^4\frac{\pi}{N}-\csc^2\frac{\pi}{N}+1}-\mathrm{ctg}\frac{\pi}{N}\right)$$

$$\alpha = \arcsin(1-\sin\theta_m)$$

相控阵天线的单元间距与单元总数可依据 θ_m 得到确定。多面相控阵天线的代表是美国“宙斯盾”军舰所用的相控阵天线，它采用的是截断角锥体形四面阵。

（撰写：张志衡 审订：匡 勇）

duomubiao celiang

多目标测量 multi-target measurement 同时完成对多个飞行目标飞行状态、姿态、目标特性、空域分布及导弹内部工程参数等的测量。在单弹头再入试验中，分离后的弹头和弹体或弹体碎片会形成多目标环境，此时需从多目标群中区分出弹头，并对弹头保持连续跟踪测量；在多弹头（含战术子母弹、分导式多弹头）试验和突防试验中，需对多目标进行分辨和跟踪测量。随着武器装备需要和导弹技术的发展，所测量的目标可达几十个甚至几百个，因此要求试验场具有精密测量多目标的能力。相控阵雷达、大视场的广角相机和宽波束的遥测设备是测量多目标的主要手段。

（撰写：刘利生 审订：黄学德）

duomubiao genzong jieshouji

多目标跟踪接收机 multiple target tracking receiver 能够同时接收多个目标信号，以提供多个目标的信息，使雷达能对这些目标进行跟踪的接收装置。它要求能够对雷达覆盖空域中的多个目标的回波信号进行正常的接收和处理。为了正常接收强度可能相差很大的多个目标回波信号，不能采用有选择波门的自动增益控制，而应当采用具有实时增益控制特性的对数放大器或限幅放大器进行处理。

（撰写：梁棠文 王毓兰 审订：陈训达）

duomubiao lanjie

多目标拦截 multi-target interception 一个导弹武器系统同时拦截多个目标的过程。如一个导弹武器系统能同时跟踪、瞄准、射击多个目标，即称该系统具有多目标拦截能力。探测系统与制导雷达同时跟踪目标数量多，工作范围扩大，以及导弹采用垂直发射都有利于多目标拦截。但是，实际导弹武器系统，除了组网作战外，相对一个导弹火力点（发射点）只能在有限的空域内拦截有限个目标。例如美国的“爱国者”可在天线横向覆盖的120°扇角内（高低角为0°～90°）同时跟踪8个目标，向5枚导弹传送相应的中制导指令，对3枚导弹进行通过导弹跟踪（TVM）制导。又如俄罗斯的野战防空导弹“道尔”，可以在15°×15°的空域内同时跟踪并攻击两个目标。

（撰写：成楚之 审订：全玉华）

duopule cesu dingwei

多普勒测速定位 Doppler velocity measuring and positioning 一种利用多普勒效应进行定位的方法。即利用信号发射源相对用户运动，产生的无线电信号的多普勒频移，确定相对运动的速度并进而确定用户的位置。设发射频率为 f_0，信号源和观测点连线方向上的径向速度为 V_r，相背离时为正。用户端收到的信号由于相对运动而产生的多普勒频移为

$$f_d = \left(\frac{c}{c+V_r}-1\right)f_0$$

式中 c 为光速。当测得多普勒频移后，确定用户相对于信号源的径向速度的常用方法是：双程相干载波测速、双程非相干载波测速和单程非相干载波测速。在卫星多普勒频移测速定位中，为了校正电离层的延迟，采用了双频测量体制。多普勒频移引起接收机接收信号载频的每秒相位周数增加或减少，把某一时间间隔内增加或减少的相位周数用计数器累加起来，称为多普勒计数，或称为多普勒积分，根据多普勒积分值，可求出该时间间隔的起点时刻信号源到用户的距离差。到信号源两点距离差为一定值的点的轨迹，是以这两点为焦点的旋转双曲面，双曲面与地球表面相交的曲线就是通过用户的位置线，这些位置线的任意二条线的交点就是用户所在位置。信号源可以安装在卫星上如“子午仪”卫星、“全球定位系统”卫星等。如果用户不动，则必须要求信号源运动，如果用户对自身的速度估计准确也可在动中定位。

（撰写：郭建宁 审订：范士明）

duopule daohang xitong

多普勒导航系统 Doppler navigation system 利用多普勒效应测量飞行器相对地面的速度，从而确定飞行器位置，实现无线电导航的系统。它由脉冲多普勒雷达、飞行器姿态参照系统和导航计算机等组成。利用装在飞行器上的多普勒雷达所发射的信号频率与地面反射回来的信号频率之间的频差，可获得径向速度。将多普勒雷达测得的速度信号与飞行器姿态角信号一并送入导航计算机，再结合初始距离条件进行解算，能够得出飞行器坐标系或发射坐标系下的速度及位置。将计算出的速度和位置等导航状态量提供给制导系统，生成制导指令，就可引导飞行器与目标交会或进入目标区。多普勒导航系统无需地面设备配合工作，不受地区和气候条件的限制，测量飞行器速度的精度高。但是多普勒雷达天线对对地

指向有要求，因此需要限制飞行器姿态角机动范围。另外，雷达的工作性能也与反射面状况有关。

（撰写：徐延万　审订：崔鑫水）

duopuduan xiangji

多谱段相机 multispectral camera　多谱段摄影遥感的专用相机。它采用适当的感光胶片和滤光片的组合，将从同一景物辐射和反射来的光，按不同波长分成若干波段，分别以同样的比例尺、畸变和幅面同时记录下来。用这种相机拍摄的一组相片，是同一景物不同光波段内的辐射像。多谱段相机有3种类型：(1) 多相机型。用几架相机组装的，每架相机配以不同滤光片和胶片组成；(2) 多镜头型。用一架相机把几个镜头和滤光片配合起来，在一张胶片上拍摄多种谱段的黑白相片；(3) 光束分离型。来自地物的光线，通过一个镜头出射到相机内的分色片中，分成几个谱段，获得各谱段的黑白相片。多谱段相机要满足下述条件：(1) 镜头光轴的平行性，保证以同一视角在几幅图像上拍摄到的是同一地区；(2) 摄影的同步性，消除各谱段曝光时间的差异；(3) 相片比例尺的一致性，需校正因波长不同而引起的镜头、焦距的差异；(4) 图像的重合，彩色合成时要进行图像的套合；(5) 四周渐晕的消除，使影像四周不发暗，以获得较均匀的像质。现在通常使用的是4谱段相机，选用的是红、绿、蓝和近红外4个波段。

（撰写：王金堂　审订：张声荣）

duoti wenti

多体问题 many-body problem　研究多个质点相互之间在万有引力作用下的运动规律的问题。它是天体力学和一般力学的基本问题之一，亦称N体问题，N表示任意正整数。N个质点代表N个天体。多体问题已成为一般力学的一个分支。其主要课题可分为两类：一类是共同性的多体问题，另一类是特殊性的多体问题。二体问题是最简单的多体问题，已经获得了完全和彻底的解析解。三体问题是多体问题中著名的问题，经过许多科学家的共同努力，取得了很多成果，但问题仍未完全解决。现在除了研究一般问题外，还研究一些特殊问题。如限制性三体问题，它是把航天器质量当成无限小，即它对另外两个天体的引力可以忽略。这种简化的三体问题也没有完全解决，但获得的成果是很有用的，N大于3时，通常称为N体问题。它是多体问题中的共同性课题，现在主要用定性方法和数值方法进行研究。

（撰写：范秦鸿　审订：张荣保）

duoweijisuanji xitong

多微计算机系统 multiple microcomputer system　以同种或异类的微处理器作为CPU，各自具有独立内存和I/O空间的多个微处理机的计算机系统。它属于多指令多数据流(MIMD)体系结构，能够并行执行多个程序或一个程序的不同部分。多微计算机间的耦合可分为松耦合和紧耦合两种。松耦合系统的多微计算机间通过通道或通信介质相连，可以共享一定的硬件资源，通道或通信介质有如传统的小型计算机系统接口(SCSI)、以太网网络、军用的1553B指令响应总线、新一代的存储区域网络(SAN)等，各机基本上独立执行自己的任务，也可进行远程过程调用，机间一般只交互数据。而紧耦合系统的物理连接通过标准总线或高速开关相连，并具有共享内存，机间不仅交互数据，而且实现任务和作业并行操作。

（撰写：陈作人　审订：于伦正）

duowuqi pingtai fangzhen

多武器平台仿真 multiple weapon platform simulation　一类服务于在逼真的战场环境(包括各种大气、地形、电磁等)下实施多种武器系统的性能验证与改进、效能评估、作战训练、参谋决策等目的的作战全过程攻防对抗仿真。多武器平台仿真广泛采用了分布交互仿真(DIS)/高层体系结构(HLA)标准，通过计算机局域网/广域网，将各类武器系统的仿真节点(包括人在回路仿真器)互联和互操作，构成一个时空一致的虚拟环境，以进行各种任务的仿真。与单武器平台仿真相比，多武器平台仿真规模更大、模型粒度可粗可细、系统性交互性更强、可信度和逼真度更高，并着重于多种武器平台之间的相互协同和信息关联。随着未来战争向体系化方向发展以及计算机技术和仿真技术的不断发展，多武器平台仿真必将在武器系统的性能验证、效能评估、已有装备的改型、新装备的需求分析与先期技术演示验证、作战训练、参谋决策等方面发挥越来越大的作用。

（撰写：熊新平　审订：李伯虎）

duoxindao jieshouji

多信道接收机 multi-channel receiver　能够同时接收多路信号的接收机。通信卫星中的转发器接收机就是这种接收机。通常它的前端是一个宽频带低噪声接收机，如通信卫星接收机一般为500 MHz带宽，噪声系数在2 dB以下。在频分多路调频—频分多址卫星通信体制中，每一个地球站分配了500 MHz带宽内的某一个(或多个)固定地址频率，带宽足够宽的卫星接收机保证了该通信系统中各个地球站频率能够正常转发。这种体制中，每个转发器信道的带宽通常是36 MHz。考虑频率复用后，500 MHz带宽的接收机可以安排24个转发器。在单路单载波—调频—频分多址体制中，每个话音信道的带宽为45 kHz，一个转发器信道可以安排800条话路。另外，电视机、收音机也都是多信道接收机，它们的特点是单独调谐接收某一信道的某一频率，而不是同时接收。频谱分析仪也是多信道接收机。

（撰写：邝振勋　审订：郑松辉）

duoxing dingweizhi

多星定位制 multi-satellite positioning system　又称为时差定位。用两颗或两颗以上导航星，每颗导航星测出一个导航定位参量对用户进行两维或三维空间位置定位的方法。多星定位制中广泛采用测量导航星至用户的距离、距离差或距离和的方法。但不论哪种方法，都要测量导航星至用户之间电磁波传播的时间差，因而要求以高精度的时间基准和精密的测时技术作为基础，而时间基准又是当今所有测量基准中精确度最高的，因而测距、测距离差和测距离和的方法，已广泛应用于导航定位技术之中，而其首选为测距。导航星至用户的距离既可由用户自己测量，也可由卫星导航定位系统的地面站测量，并计算出用户位置。在多星定位制中，实际应用最广泛的是“全球定位系统”(GPS)、“全球导航卫星系统”(GLONASS)和未来的“伽利略”系统所采用的四星定位体制。用户不用携带和导航星同步的精密时钟，但需测出4个距离，从而得出用户的三维位置和精密时间。为了实现全球覆盖，这类系统在空间布设了21颗以上导航星，用户可随时随地无源自主定位。三星测距定位，因要求用户机具备精密时钟，现尚无人采用。双星测距定位除要求测量以两星至用户距离为半径的两球形面相交处的圆形迹线外，尚需测量该圆形迹线和已知地球面相交的点，但因地球面不规则，定位

会存在多值性。由于双星系统是一个区域性的两维系统，因而，定位需有高度计相辅助，另外用户需发送询问信号或发出应答信号，所以不利于隐蔽。但因导航星数量少，易实现区域定位，用户位置计算是在地球站进行的，用户不用携带精密时钟，用户机简单，因而仍有部分国家采用。

（撰写：姜 昌　审订：范士明）

duoyongtu weixing

多用途卫星　multi-purpose satellite　能同时服务于两个以上应用领域的人造地球卫星。一般人造地球卫星只服务于一个应用领域，如通信卫星服务于通信广播领域，遥感卫星服务于观测领域，导航卫星服务于导航定位领域。多用途卫星如印度正在使用的“印度卫星”，既能向印度国内提供卫星通信和广播业务，又能提供气象观测业务；日本的“多用途运输卫星”具有气象观测功能和航空交通管制功能（导航定位功能）。多用途卫星是实现卫星有效利用的较好途径，一般适于对几个应用领域的业务需求量不大的国家和地区使用。



“印度卫星”-2E

（撰写：王景泉　审订：龚念曾）

duoyuan ronghe jishu

多元融合技术　multi-information fusion technique　多种数据的融合或集成技术。数据融合是20世纪80年代形成和发展起来的一种综合信息处理技术，它充分利用多源数据的互补性和计算机的高速运算与智能来提高结果信息的质量。这一技术首先用于军事，后又推广到自动控制、航空交通管制、医疗诊断等领域。数据融合技术至今未形成完整的理论框架。尽管如此，不同应用领域的研究人员根据各自的具体应用背景，提出了比较成熟、有效的融合方法。在遥感应用中，它是将同一地区的多源遥感影像数据加以智能化合成，产生比单一信源更精确、更完全、更可靠的估计和判断。可提高影像空间分辨率、清晰度，提高分类精度和可靠性等，从而可提高遥感影像的利用率。如将“陆地卫星”专题测绘传感器(TM)空间分辨率为30 m的多光谱图像和“斯波特”(SPOT)卫星空间分辨率为10 m的全色波段两套数据融合，处理出了集中TM多光谱信息和SPOT卫星高分辨率的图像。多种数据融合包括多种分辨率数据、多维数据和不同类型数据的融合等。多源遥感数据融合仍处于发展中。多种数据的集成是将多种数据进行叠加。叠加的数据可以有卫星影像图、地理信息等。叠加后仍保留了原来的数据特征。

（撰写：李玲芝　审订：范士明）

duoji

舵机　actuator　控制导弹舵面或副翼偏转的伺服机构。即按控制信号把电能、化学能和压力势能转换成机械能来驱动操纵器（面）运动，以控制导弹的装置。典型的舵机由变换元件、放大元件、作动器和反馈元件等组成。舵机的类型和性能指标主要取决于导弹的控制方式、负载力（力矩）的大小、质量、体积、能源和成本等。按能源它可分为液压式、电动式、气动式，其中电动式又分为电磁式和电机式，气动式又可分为冷气式和燃气式。按工作方式它可分为比例式、继电式和数字式。反坦克导弹常用电磁式、燃气式和冷气式等舵机。工作方式多为继电式实现脉宽调制控制。液压式和比例式等多用于大型导弹、飞机和宇宙飞船等。舵机的主要性能分静特性和动特性。静特性包括输出力或力矩、行程、速度和死区等。动特性指受输入信号或扰动作用后输出量随时间的变化，由稳定性、快速性和准确性来衡量。

（撰写：戚 科　何立萍　审订：王毓兰）

duo mian

舵面　rudder control surface　又称操纵面。在气流中利用偏转而产生导弹平衡力和控制力来操纵导弹飞行的气动翼面。按功能可分为升降舵、方向舵和副翼；按作用介质可分为空气舵和燃气舵；按结构和部位安排可分为全动舵、位于翼面后缘的舵、翼尖舵、陀螺舵和扰流片。就其产生升力方面而论，与弹翼一样；其结构形式也同翼面一样，因此，对它的设计要求与弹翼基本类似，但尺寸比弹翼小，结构也比弹翼简单。其安排形式如图1、2、3所示。

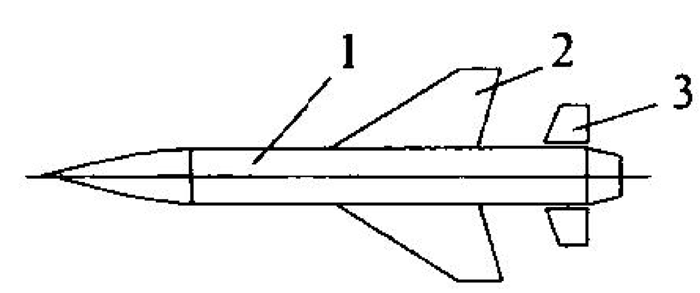


图1 全动舵

1—弹身；2—弹翼；3—舵

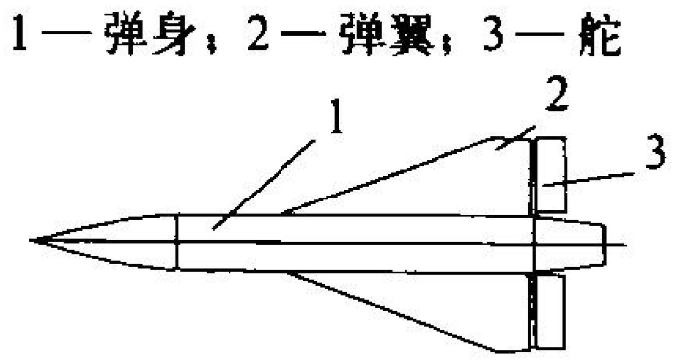


图2 位于翼面后缘的舵

1—弹身；2—弹翼；3—舵

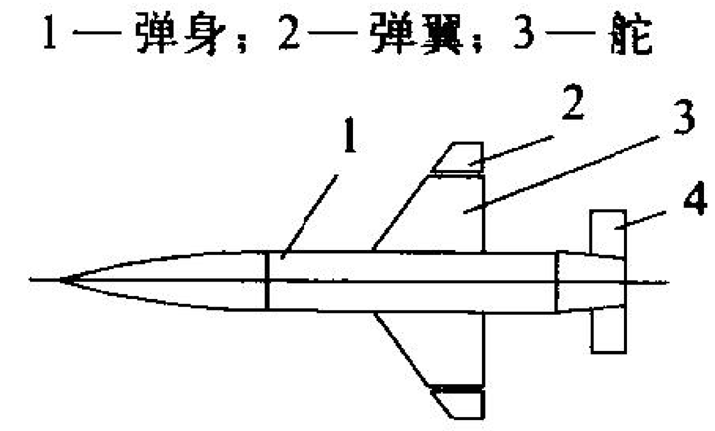


图3 翼尖舵

1—弹身；2—舵；3—弹翼；4—安定面

（撰写：李正顺　审订：刘庆楣）



eding bichong

额定比冲 rated specific impulse 火箭发动机在设计状态下的比冲。设计状态或理想设计状态是指发动机喷管出口压强 p_e 等于外界环境大气压强 p_{amb}。由于 p_{amb} 随发动机飞行高度不断变化，而 p_e 是一常数(在喷管扩张比一定和燃烧室压强波动不大的条件下)，因此只有在某一特定飞行高度时才能实现 $p_e=p_{amb}$，这一特定高度称为设计高度或最佳设计高度。最佳设计高度所对应的环境大气压强应为发动机在全程飞行高度范围内所对应的环境大气压强的平均值 $\bar{p}_{amb}$，由下式确定

$$\bar{p}_{amb}=\frac{\int_0^{t_a} p_{amb}\mathrm{d}t}{t_a}$$

式中 t_a 为发动机工作时间。不同工作时间下的 p_{amb} 值，由所对应的飞行高度确定。最佳设计高度下额定比冲的理论值(不计各项比冲损失且 $\bar{p}_e=p_{amb}$)为最佳额定比冲，可用下式表示

$$I_{srth}=\left\{\frac{2\gamma}{\gamma-1}\frac{R_0}{m}T_c\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]\right\}^{\frac{1}{2}}$$

式中 I_{srth} 为最佳额定比冲；γ 为燃气比热比；R_0 为通用气体常数；m 为燃烧产物分子量；T_c 为喷管出口燃气温度；p_e 为喷管出口压强；p_c 为燃烧室压强。额定比冲是经喷管排出的燃气流的动量变化所产生的比冲量。它是衡量燃烧室中化学能转换为喷管中动能的转换效果的重要标志。

（撰写：黄祖荫　审订：刘竞生）

eding tuili

额定推力 rated thrust 火箭发动机在额定工作状态下，即在喷管出口压强 p_e 等于环境大气压强 p_{amb} 时的推力，又称名义推力。它可用下式表示

$$F_{nr}=\dot{m}_{gr}V_e$$

式中 F_{nr} 为发动机额定推力；$\dot{m}_{gr}$ 为推进剂质量流量；V_e 为喷管出口燃气流速。在设计状态(喷管出口压强 p_e 等于环境大气压强 p_{amb})条件下，喷管处于完全膨胀状态，由喷管排出气流的动量变化达到最大值，此时发动机推力最大，因此额定推力亦为当地环境下的最大推力。相反，在非设计状态下，即 $p_e > p_{amb}$ 或 $p_e < p_{amb}$ 时，则喷管分别处于欠膨胀或过膨胀状态，此时发动机推力均小于最大推力值。由于火箭发动机工作高度的变化范围较大，且对每一个工作高度均存在一个相应的设计状态，而喷管的扩张比一般是固定的，不能随发动机工作高度变化，为获得最佳额定推力，应选取最佳设计状态或设计高度。最佳设计高度所对应的环境压强应为发动机在全程飞行高度范围内所对应的环境压强的平均值，参见额定比冲。

（撰写：张明信　审订：黄祖荫）

ershi gongneng buduichen jiashuo

耳石功能不对称假说 otolith asymmetry hypothesis 解释航天运动病发生机理的一种假说。这种理论认为，人体两侧前庭功能不一致，特别是两侧耳石重量不等，使两侧耳石输入中枢的信息不对称。长期生活于地球引力下，这种两侧不对称信息经过中枢整合成固定的信息模式，产生适应，不会发生异常的前庭反应；一旦进入失重状态，两侧耳石重量均消失，反而使中枢不能适应，产生航天运动病症状。经过3～4天，中枢可逐渐适应，症状逐步消失。耳石功能不对称假说实际上是感觉冲突假说的一个补充。

（撰写：蒋昌林　审订：魏金河）

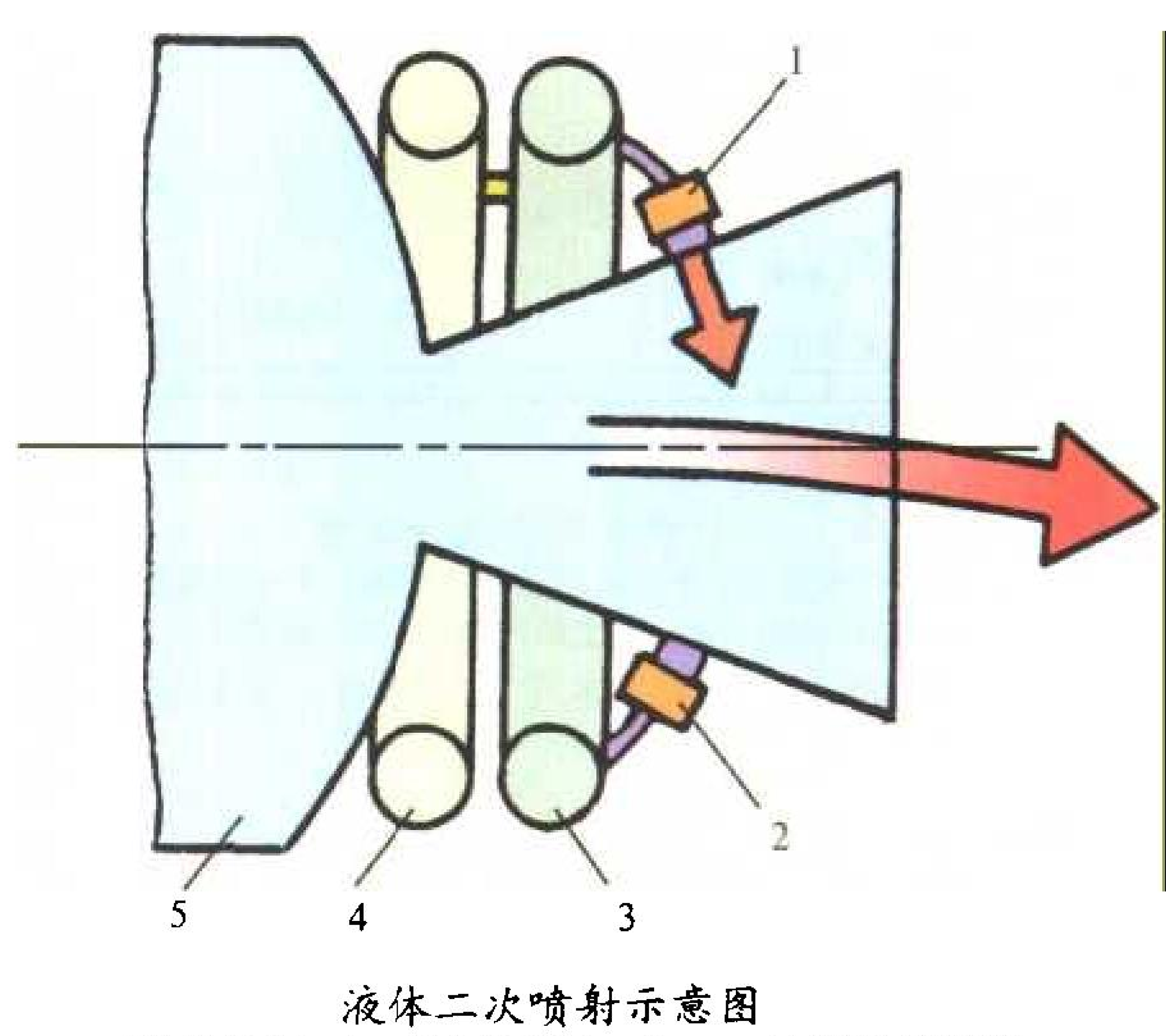
erci dianyuan

二次电源 secondary electrical power supply 将一次电源的电能变换为另一种形式或规格的电能的电源装置的总称。因为航天工程中箭(弹、星)载仪器，如陀螺马达、程序机构、综合放大器、信号调节器、控制计算机、数据采编器、应答机等，各自需要不同性能的电源供电，如500 Hz交流电源、宽度可调的脉冲电源、各种规格的直流稳压电源等，而箭(弹、星)载一次电源目前尚只有一两种电池形式的电源装置(锌银电池、太阳能电池等)，所以必须进行变换。完成DC/DC、DC/AC、直流／脉宽等不同形式变换的各类电源变换电路，不管是整机还是整件，统称为二次电源。随着电子器件的发展和一些功能电路的模块化，箭(弹、星)载二次电源呈现与用电设备一体化的趋势。

（撰写：郭书勤　审订：严殿启）

erci penshe

二次喷射 secondary injection 二次喷射推力矢量控制的简称，是固体火箭发动机产生侧向力(控制力和控制力矩)的一种方案。二次喷射装置通过向喷管扩张段的超声速气流中横向喷射某种工质产生导弹／火箭姿态控制所需的侧向力，根据工质的不同分为液体二次喷射推力矢量控制和气体二次喷射推力矢量控制。工质通过控制阀喷射到超声速气流中之后，



液体二次喷射示意图

1—控制阀门B；2—控制阀门A；3—二次喷射工质贮箱；4—环形高压冷气贮箱；5—固体发动机及喷管

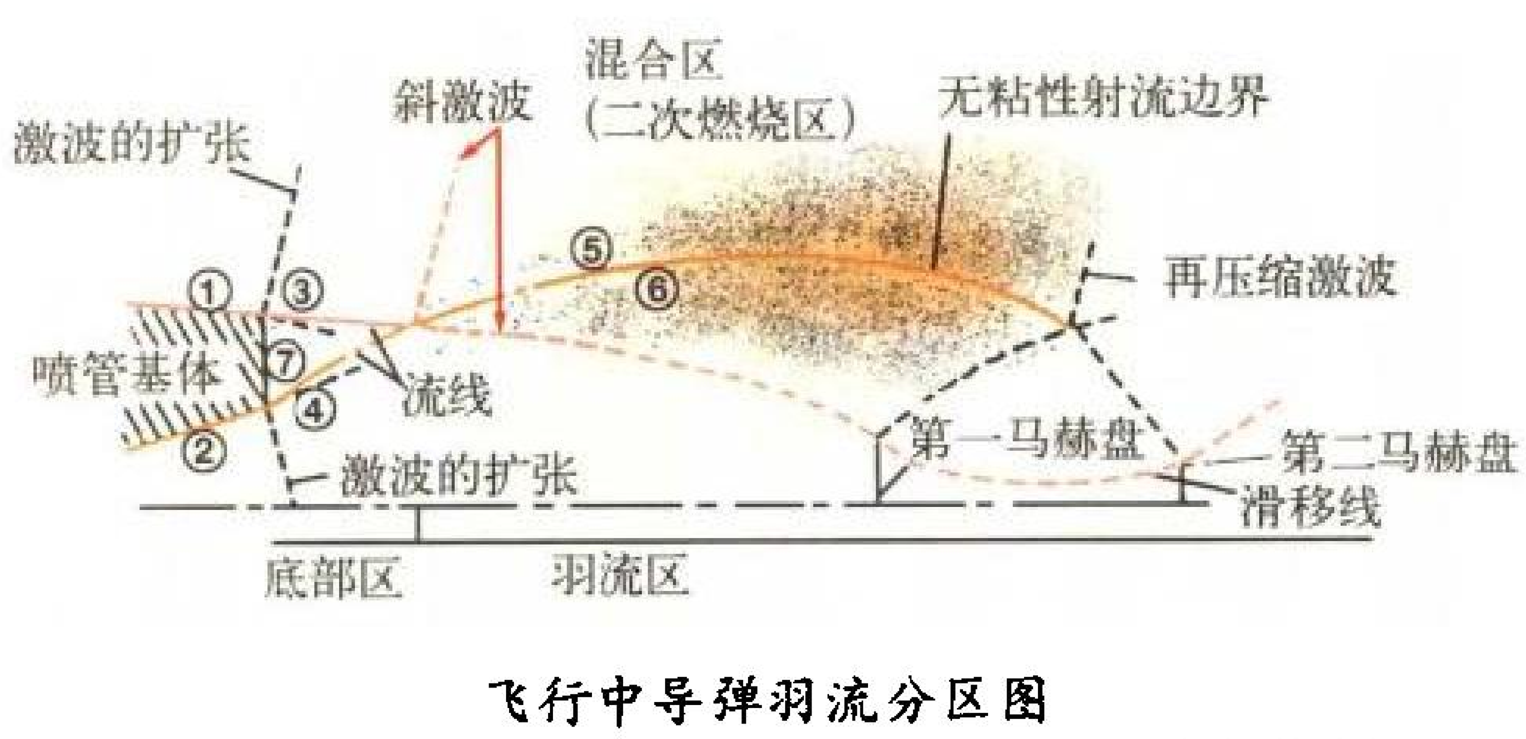
E

一方面喷射的工质本身要产生反作用力，另一方面会对发动机的主气流产生干扰，改变喷管内的流动状态，产生分离激波和冲击波，使激波后的流速下降，压强提高，从而在喷管壁上形成不对称的压强分布，产生侧向力。可见，二次喷射产生的总侧向力由两部分组成，一是喷射工质在垂直于喷管轴线方向上的反作用力，二是分布于分离区和激波区喷管壁面上的压强在垂直于喷管轴线方向上产生的分力。借助总侧向力就可以实现导弹／火箭俯仰和偏航运动的控制，而如果用2台或4台喷管就可以同时完成俯仰、偏航和滚动控制。二次喷射的优点是轴向推力损失小，动态响应快，侧向力作用点不变和喷管固定不动等，缺点是提供的侧向力有限，一般不足发动机主推力的10%，系统较复杂，质量较大。

（撰写：孙思礼　审订：王晓东）

erci ranshao

二次燃烧 secondary combustion　有两种含义，一是在喷气发动机和液体火箭发动机中的“补燃”，是利用已燃气体中剩余的氧或氧化物质（或燃料）与补充加入的燃料（或空气、氧化剂）进行再次燃烧，又称分级燃烧；二是在火箭发动机中，燃气一般具有富燃料性，喷管排出的燃气与空气中的氧接触，发生进一步的氧化反应，又称羽流后燃烧。二次燃烧在喷气发动机和液体火箭发动机领域获得了广泛的应用。涡轮喷气和涡轮风扇发动机的加力燃烧室利用涡轮排气中的剩余氧气或者外涵道的空气及内涵道燃气中的余氧成分，与喷入的燃料进行补燃，以提高发动机的推力。在火箭冲压发动机中，燃气发生器产生的富燃气与冲压进入的空气在补燃室中进行二次燃烧，产生高温燃气，以提高发动机性能。在采用补燃循环的液体火箭发动机中，预燃室中生成的富氧或富燃燃气在驱动涡轮后被喷入发动机燃烧室，与喷入的燃料或氧化剂进行补燃，以提高发动机的比冲性能。火箭发动机燃烧产生氧化不足的气态混合物，其中存在一氧化碳和氢气等，因而排出喷管的燃气与空气中的氧会产生二次燃烧。喷管后羽流区内混合二次燃烧如图所示。这种二次燃烧引起羽流温度升高，从而使亮度、红外辐射、离子和自由电子浓度升高，后者增大了对雷达波的衰减。二次燃烧也提高了羽流的湍流程度，从而加大了对制导激光束的干扰，增大了叠加在雷达制导信号上的噪声。火箭发动机的噪声也因这种二次燃烧而增强。



飞行中导弹羽流分区图

1—外侧流；2—喷管流；3—底部流的外侧限；4—底部流的内侧限；5—羽流的外侧限；6—羽流的内侧限；7—底部的再循环区

（撰写：黄坚定　朱宁昌　审订：黄祖蔚　顾明初）

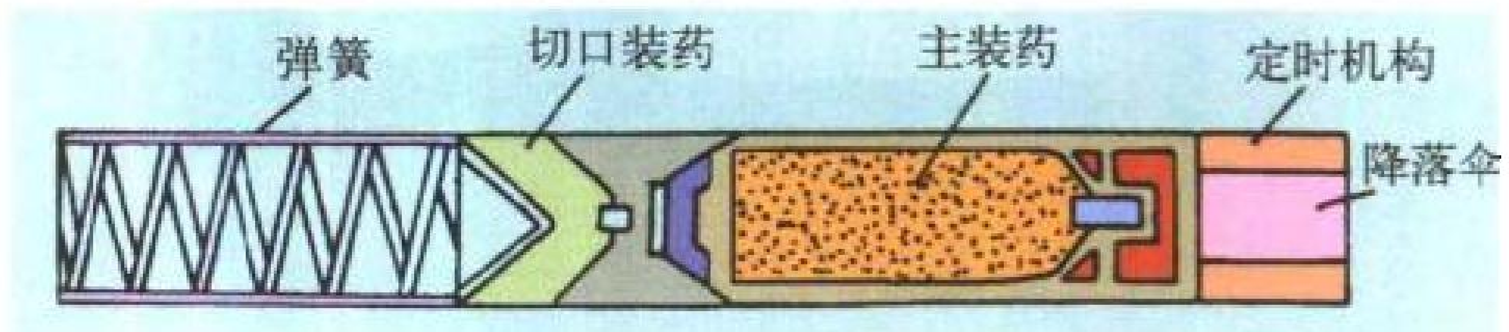
erdianfa

二点法 bipoint method　只取决于导弹、目标两点的导引方法。直接导引法、前置角法、追踪法、平行接近法、比例导引法等都是二点法。根据导弹末制导所能取得的信息，主要是角度、距离、角速度变化率和距离变化率等，可以衍生各种导引方法和修正方法。这是目前导弹常用的导引方法。

（撰写：成楚之　审订：全玉华）

erji zhuangyao zuandi zidantou

二级装药钻地子弹头 tandem penetration submunition　具有两级装药并利用聚能和冲击双重效应毁伤目标的子弹头。为了满足钻地的需要，可将子弹头设计为二级装药的形式。第一级主要是利用聚能效应，产生高速、高压和高温的气流，连续作用于岩石及土壤介质，生成一个“通道”。第二级装药



二级装药钻地子弹头示意图

沿“通道”比较容易地进入介质的一定深度，以便形成最佳的破坏效应。这种子弹头的破坏半径主要取决于“通道”的形成、岩石及土壤介质的特性和两级装药的质量与特性。

（撰写：于德滨　审订：薛成位）

erti wenti

二体问题 two-body problem　研究两个质点在万有引力作用下的运动规律的问题。二体问题已经得到简单的和完全的解析解，可以作为天体实际运动的第一近似，是研究天体运动的基础。在研究航天器围绕中心天体的运动且不考虑摄动时，把航天器和中心天体视为质点，航天器的运动问题就是二体问题。开普勒在研究火星绕太阳运动的基础上总结出描述行星运动的三大定律。牛顿随后提出的万有引力揭示了产生这些运动现象的原因，从万有引力和牛顿第二定律出发用数学方法对其进行了严格的证明，彻底解决了二体问题。二体问题的解是研究行星绕太阳及航天器绕中心天体运动的近似解，是进一步研究更复杂的天体运动的基础。在航天器围绕中心天体运动的二体问题中，由于航天器质量远比中心天体质量小，人们将这种问题称为限制性二体问题。在二体问题中，只要知道两个天体在初始时刻的位置和速度，就可以计算出两个天体在任意时刻的位置和速度。

（撰写：范秦鸿　审订：张荣保）

erwei guangxue chengxiang xitong

二维光学成像系统 two-dimensional optical imaging system　实现目标二维成像的光学系统。它分为扫描成像光学系统和凝视成像光学系统。前者采用光机扫描器（如摆镜、旋转镜鼓、光楔等）实现目标成像，即光机扫描器按一定规律，对目标进行单元（组元）分解，各单元（组元）信息经光电探测器（如单元探测器、线列探测器、时间延迟积分器件等）和信号处理电路进行光电转换和处理后，按一定规律组合而形成目标图像。后者直接在光（电）接收器（如望远镜、显微镜、照相机、CCD摄像机等）上形成目标图像。扫描成像光学系统采用单元或多元小阵列光电探测器，其扫描机制决定了其系统组成复杂，体积、质量较大，应用受到一定限制。但采用扫描技术，能使系统的最终分辨率提高。凝视成像光学系统的结构组成相对简单，体积、质量相对较小，分辨率取决于光（电）接收器单元尺寸大小和光学系统成像质量。随着光电探测器的阵列化和小型化，凝视成像光学系统将会得到更广泛的应用。

（撰写：孟军和　雷宇鸣　审订：孙再龙）

eryanghuatan fenya jianceqi

二氧化碳分压监测器 carbon dioxide partial pressure monitor 测量乘员舱和航天服内二氧化碳分压的仪器。二氧化碳分压是舱内大气污染的重要指标。早期载人飞船乘员舱都安装专用的二氧化碳监测仪。大型的载人航天器以主成分分析仪代之，其中红外式二氧化碳分析仪使用较多。其工作原理是：红外光源发射辐射能，通过被检测气体时，一个特定的辐射带受到强烈的吸收，吸收能量的大小取决于气体分子特性，吸收的红外辐射能转变为气体分子的振动能和转动能。二氧化碳对波长为2.7 μm、4.2 μm和15 μm的辐射能有强吸收作用，其中4.2 μm是最强的二氧化碳吸收波长，并且水蒸气的影响最小。这个波长的辐射能由高分辨率的光栅分光仪检测。吸收强度与气体的二氧化碳分压之间的关系由郎伯—比尔定律表示，即

$$I = I_0 e^{-\varepsilon l c}$$

式中 I为经过气体通道后的红外光强度；I_0为气体通道前的光强度；ε为取决于波长的气体衰减系数；l为红外光通道的长度；c为二氧化碳分压。在航天活动中，航天服内平均二氧化碳产生率达120 g/h，由于内部容积狭小，在2 min之内即可超过二氧化碳的最高允许值3 kPa。因此，测量航天服二氧化碳分压十分重要。适于航天服使用的二氧化碳分压传感器有电位计原理的PH式传感器，电流计原理的双气室稳压器，电流计原理的扫描电压器及红外光学传感器等。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

eryanghuatan huanyuan jishu

二氧化碳还原技术 carbon dioxide reduction technology 在催化剂的作用下，使浓缩的二氧化碳气体与氢气在高温下反应转化为水的技术。要实现氧回路的闭合，二氧化碳还原为水的环节是关键技术。二氧化碳还原系统主要包括萨巴蒂埃和博施反应系统。萨巴蒂埃二氧化碳还原系统是使二氧化碳加氢反应还原为水和甲烷，反应温度为177～527 °C，反应过程为放热反应。化学反应式为

$$CO_2+4H_2 \rightarrow CH_4+2H_2O+4160\ kJ/kg(CO_2)$$

如航天员二氧化碳代谢量为0.125 kg/h，需要加氢气0.022 kg/h，产生水量为0.103 kg/h，甲烷为0.045 kg/h。博施二氧化碳还原反应系统生成水和碳，反应式为

$$CO_2+2H_2 \rightarrow C+2H_2O+2280\ kJ/kg(CO_2)$$

反应温度为527～727 °C。催化剂材料有铁、钴、镍或钌／铁合金等。该催化反应为放热反应，工作过程中需要连续散热，并借助于循环空气清除不断产生的水蒸气和积碳，以取得完全的二氧化碳转化。从反应式可以看出，博施反应不产生甲烷，废物为碳。（撰写：尚传勋　审订：范合林）

eryanghuatan nongsuo jishu

二氧化碳浓缩技术 carbon dioxide collection and concentration technology 净除乘员舱大气中低分压的二氧化碳，并将其收集储存起来的技术。其目的是将大气中低分压二氧化碳浓缩为可以处理和利用的气体，维持航天员密闭舱大气清新。二氧化碳净化和浓缩技术方法可分为吸附—解吸法、电化学法和膜扩散法等。吸附—解吸法利用吸附材料捕集二氧化碳气体，然后再把吸附剂加热到一定温度，排出二氧化碳并加以浓缩。这类系统中的吸附材料主要有固态胺、乙醇胺和分子筛等。电化学法是利用氢去极化电池，输入舱内大气和氢气，把二氧化碳收集起来并浓缩的技术。膜扩散法是利用膜材料特性把二氧化碳从空气中分离出来并加以浓缩。固态胺二氧化碳净化与浓缩技术是利用弱碱性阴离子交换树脂在常温下吸附二氧化碳，然后将吸收饱和二氧化碳的材料通入高温蒸气，将二氧化碳解吸并浓缩。此项技术过程首先是胺树脂与水反应生成水合物，然后是二氧化碳与水合固态胺反应生成胺的碳酸氢盐。再生过程中，蒸气加热破坏了碳酸氢盐键，将二氧化碳放出，二氧化碳浓度可达99%。电化学氢去极化电池净除和浓缩二氧化碳的过程，是含有低分压二氧化碳的大气通过电化学电池组完成的，每一电池单元都有两个电极，在电极之间设置一层含有水电解碳酸铯 (Cs_2CO_3) 的多孔板，在电池单元内发生的电化学反应为

$$2CO_2+O_2+2H_2 = 2CO_2+2H_2O+\text{电能}+\text{热}$$

分子筛吸附二氧化碳的过程和解吸过程与前述方案大致相同。

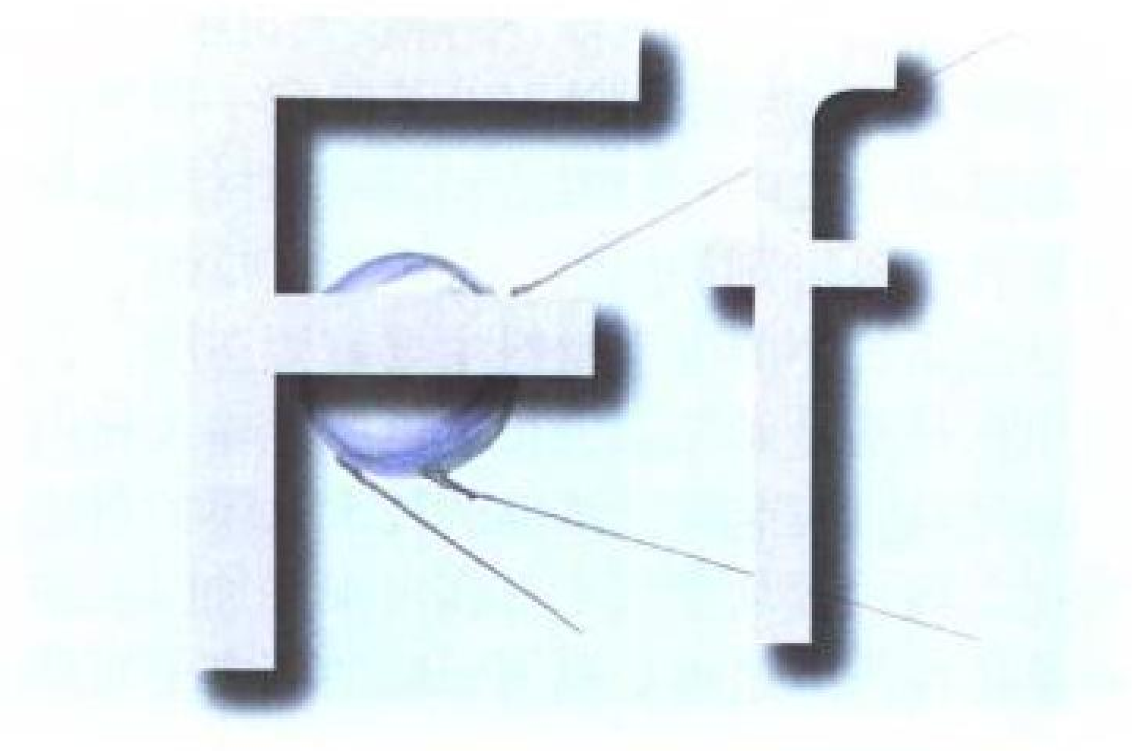
（撰写：尚传勋　审订：范合林）

eryanghuatan quchu jishu

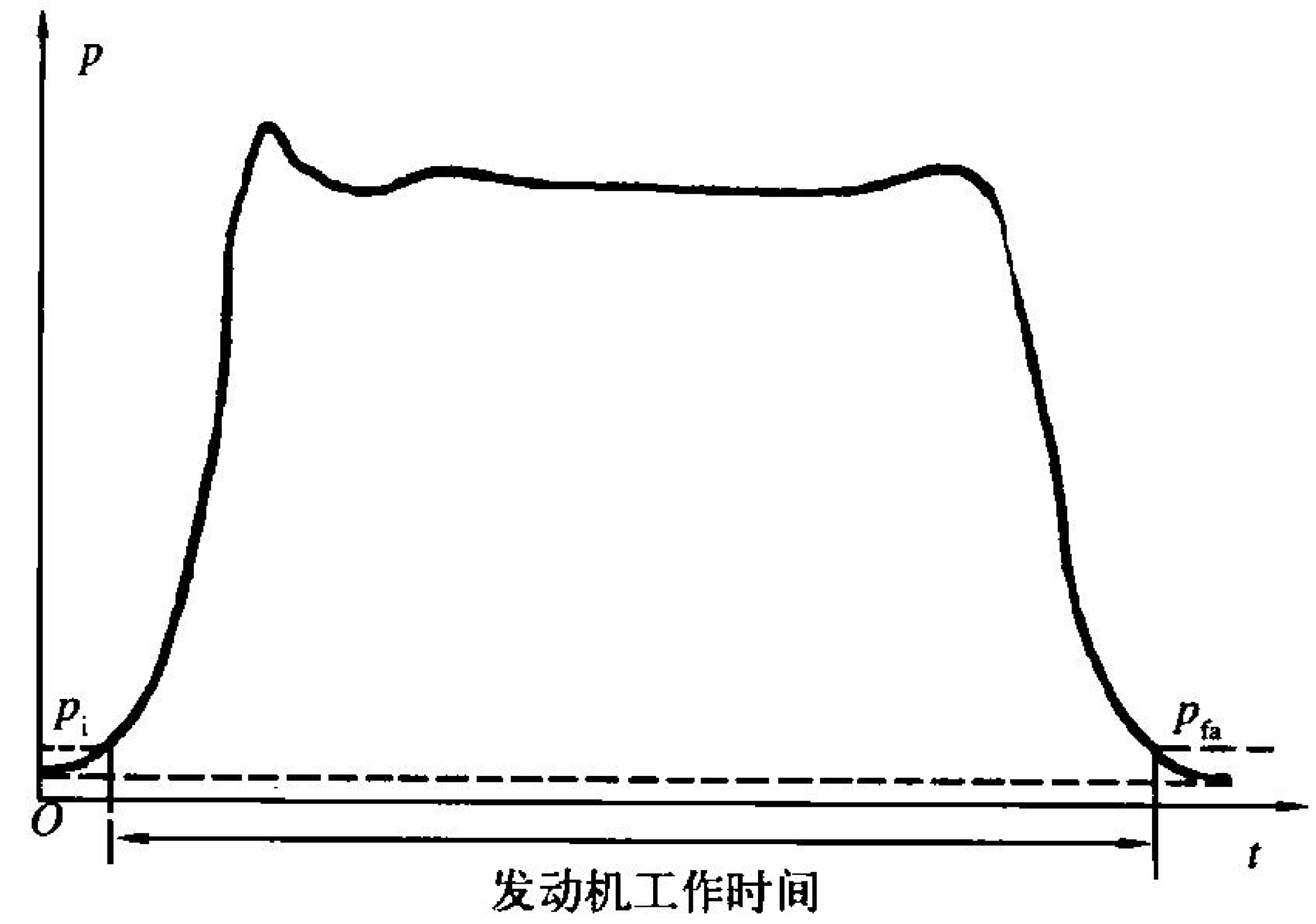
二氧化碳去除技术 carbon dioxide removal technology 清除乘员舱大气中低分压的二氧化碳，使舱内大气中的二氧化碳浓度维持在额定范围内的技术。为维持乘员舱大气的清新，必须不断地清除航天员代谢产生的二氧化碳。二氧化碳去除技术，分消耗性清除法和再生式清除法。短期飞行的载人航天器使用消耗性的二氧化碳吸收剂，用的最多的是氢氧化锂和超氧化钾。长期载人空间站使用吸附和解吸技术，主要吸附材料有分子筛和固态胺。前者常温吸附，高温和真空条件下解吸，材料本身可以再生，二氧化碳或放出舱外，或收集浓缩后还原为水。固态胺树脂也是常温吸附二氧化碳，但常用的解吸方法是高温蒸气排出法。氢去极化电池二氧化碳去除技术是在空气流过电池组时，使其中的二氧化碳转移到流过另一电极的氢气中，氢和氧一起流出系统并输入到二氧化碳还原系统中。此外，还有氧化银二氧化碳吸附剂，吸附二氧化碳的材料可以解吸放出二氧化碳，重复使用。利用膜材料分离二氧化碳也是有前途的一种新技术，空气通过膜材料时，会把二氧化碳从氧、氮大气中分离出来。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

E



F



发动机工作时间示意图

fadongji dianhuo

发动机点火 engine ignition 借助或不借助外界能源使推进剂在燃烧室中产生初始化学反应而点燃的过程。固体火箭发动机通常由发火管激发引燃点火药，然后再由其燃烧产物点燃主药柱的燃烧表面。使用非自燃推进剂的液体火箭发动机可采用火药点火器、电点火器或气体谐振点火器进行点火。自燃推进剂液体火箭发动机不需借助外界能源，在燃料与氧化剂接触时便可自行着火点燃。发动机点火是起动的重要环节，直接影响发动机的正常起动。

（撰写：王晋之 审订：谢光选）

fadongji erci qidong jishu

发动机二次起动技术 engine restarting technology 为确保发动机在高空再次正常起动而采取的各种措施的总和。许多运载火箭的上面级要求其主发动机能再次起动。首次和再次起动工作之间为无动力的滑行段，此时火箭的再次起动环境有三个特点：高真空、温度低和失重。这种环境给发动机的二次起动带来困难，必须采取有效的技术措施。发动机第一次工作后，管路和各组件中留有残存的推进剂，在高真空、低温条件下，会出现固、液、气三相共存的情况。三相点的固体可能造成管路与喷嘴的堵塞，影响发动机正常工作。为避开三相点，要在第一次工作后对发动机某些部位进行吹除，把残存推进剂清除干净。失重现象可使贮箱中推进剂悬浮，与增压气体混合。为此可用正推小发动机产生微动力，使推进剂沉底，把推进剂与增压气体分开。二次起动时，由于温度低，点火延迟期增大，点火能量大，点火时的化学反应与地面大不一样。为此需采用适应高空环境的起动程序，并经过高空模拟试验验证。低温火箭发动机的二次起动，除第一次工作结束后要进行吹除外，在第二次起动前还要先吹除和预冷。发动机二次高空起动是一项综合性很强的技术，只有包括中国在内的少数国家能够掌握。固体火箭发动机的多次起动技术经过长期研究，已日趋成熟，在美国的先进反导系统和空间技术领域已进入实用阶段。

（撰写：王晋之 审订：谢光选）

fadongji gongzuo shijian

发动机工作时间 motor operating time 从发动机燃烧室建立初始压强p_i到工作终点压强p_{fa}之间的时间间隔。对导弹发动机而言，p_i和p_{fa}一般按总体要求给定，在无特殊要求时，p_i和p_{fa}均取300 kPa。在发动机工作时间内导弹处于主动段飞行，可利用推力矢量完成对导弹的一系列姿态控制，在发动机工作终点时导弹可达到所需的主动段终点速度，然后按自由弹道飞行或在其他动力作用下飞行。有些发动机的整个工作时间分成几段，以满足导弹不同飞行状态的要求，例如，有些地空、海防、反坦克导弹发动机先工作在大推力的起飞段（助推段），后工作在小推力的续航段。

（撰写：黄祖荫 审订：刘霓生）

fadongji guanji

发动机关机 engine shutdown 特指液体火箭发动机接到关机指令后，靠关机装置切断推进剂的供应，使发动机推力衰减到零的过程。发动机关机过程产生的冲量称为后效冲量，其偏差对有效载荷入轨速度和弹道精度都有很大的影响。关机方式有3种：(1) 主级关机。发动机从主级工作状态直接关机终止推力，多用于中小型液体火箭发动机。(2) 分级关机。在关机前先从主级工作状态转入末级工作状态，再关机使推力终止，多用于大型火箭发动机。(3) 分机关机。并联发动机先关掉对称的部分分机，再关掉剩余的分机，使推力终止。固体火箭发动机关机方式参见推力终止。

（撰写：王晋之 审订：谢光选）

fadongjijia

发动机架 engine mount 发动机与飞行器连接并传递推力的支架。发动机架的方式有很多种，如拉杆式的、吊挂式的、法兰式的等等。发动机架的形式要根据发动机在飞行器上的布局来确定。拉杆式多用于发动机安装在飞行器内部，而且发动机的直径与飞行器直径相差较大的情况；吊挂式一般用于发动机置于飞行器外部的情况；在发动机直径与飞行器直径相差不大，又要将发动机置于飞行器内部的情况下，选择法兰式的机架比较合适。通常的设计是使发动机与飞行器同轴或平行，也有将发动机与飞行器之间呈一定角度的安装设计。一般是在腹部进气的情况下给发动机设计一个大小等于或接近于飞行迎角的负安装角。这样可以在飞行器平飞时使发动机的推力线与飞行方向一致，以便减小推力损失。这个安装角还可以使进气道的弯曲程度减小，从而提高了进气道的效率。不管哪种设计，发动机架都要保证发动机推力的传递和发动机与飞行器之间的位置和角度精度。发动机架还要保证给发动机热膨胀留有足够的余地。

（撰写：程汉杰 审订：陆锡良）

fadongji jinqidao

发动机进气道 engine inlet 空气喷气发动机的进气装置。

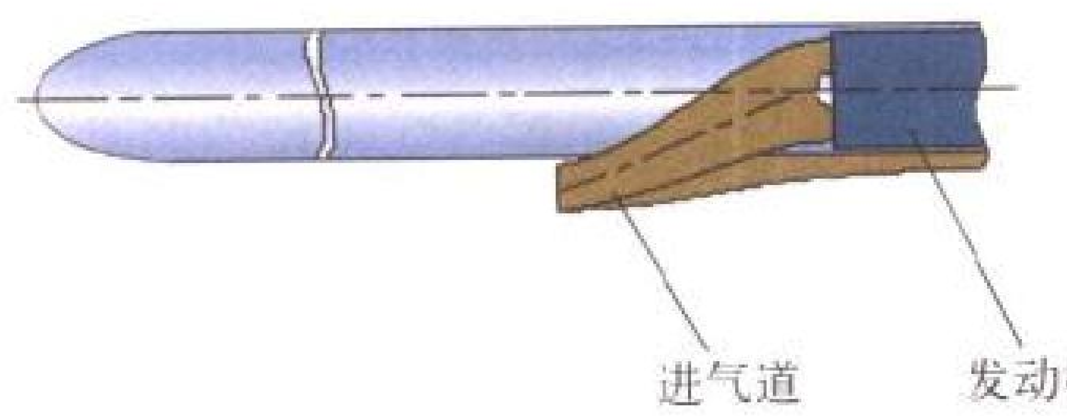


图1 亚声速皮托管进气道简图

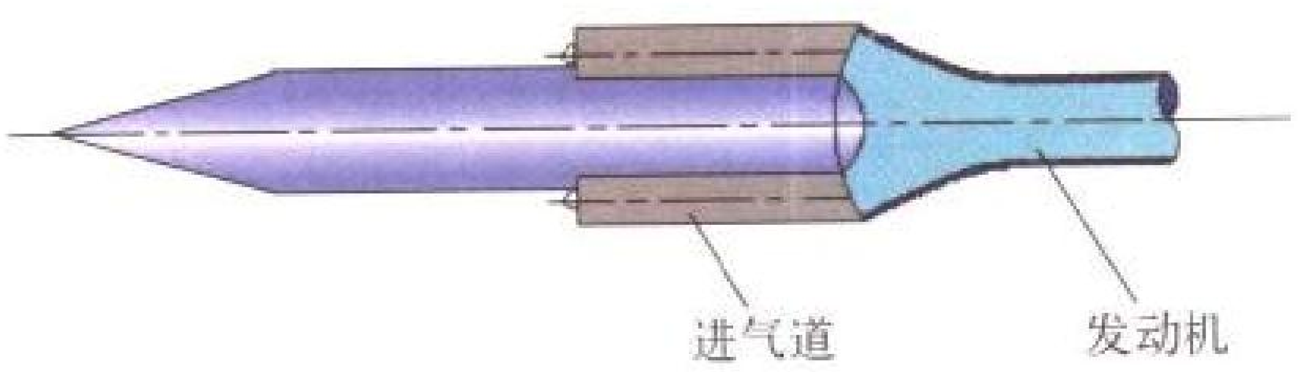


图2 超声速旁侧进气道简图

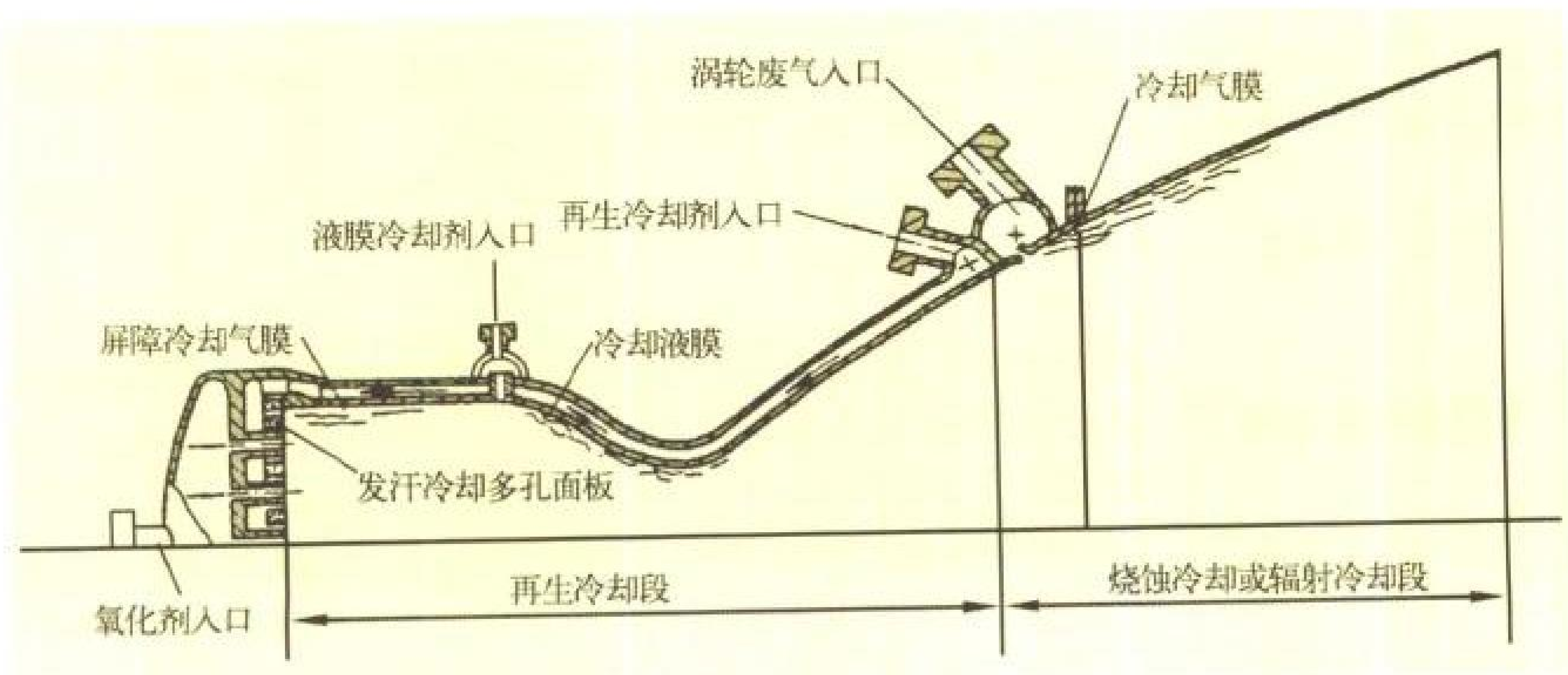
进气道用来将适量的空气引进发动机，并使气流减速增压，以满足后接部件对气流流量、流场和速度的要求，保证发动机稳定正常工作。通常要求在整个飞行范围内和发动机各种工作状态下，进气道的总压恢复系数高，流通能力大，阻力系数小，出口的压力场和速度场均匀，不发生堵塞和喘振。衡量进气道的主要特性参数包括进气道总压恢复系数、流量系数、阻力系数和进气道出口气流畸变指数。按来流马赫数可分为亚声速进气道、超声速进气道和高超声速进气道。亚声速进气道又分为皮托管式进气道和埋入式进气道。超声速进气道以激波系相对于进气道进口的位置分为内压式、外压式和混合式三种；按压缩表面的几何形状分为二元和三元进气道；按进口在飞行器上所处的位置分为头部、环形、颏下、腹部和旁侧进气道等等；按几何形状是否可调节又分为固定几何形状进气道和可调进气道。高超声速进气道工作马赫数范围很宽，常用双向压缩的侧压式进气道，利用前机身的预压缩作用来缩短进气道的尺寸，并利用后掠式侧壁（或支板）和唇口等三维效应使进气道具有自起动能力。

（撰写：朱守梅　审订：顾炎武）

fadongji lengque

发动机冷却　engine cooling　对工作时处于高温环境的发动机零件、部件采取的散热和隔热措施。发动机冷却的目的是使受热件的温度不超过允许值。火箭发动机推力室、航空发动机燃烧室和涡轮叶片等部件都在高温环境下工作，必须通过冷却保证其正常工作或提高性能。通常采用的发动机冷却技术包括对流冷却、薄膜冷却、发汗冷却、烧蚀冷却、辐射冷却和隔热层。对流冷却是由冷却剂流过受热件表面，依靠对流传热将热量带走，主要用于冷却航空发动机涡轮叶片和液体火箭发动机推力室。薄膜冷却是由液体或气体在受热壁面形成薄膜，阻止向壁面的传热，主要用于冷却液体火箭发动机喷管喉部、推力室内壁以及航空发动机涡轮叶片和火焰筒。发汗冷却是由冷却剂通过微孔渗出受热表面把热量带走，用于冷却氢氧发动机喷注器面板或推力室内壁。发汗冷却方式也有用于固体火箭发动机喉衬的，如采用钨渗铜（银）喉衬。烧蚀冷却是利用烧蚀材料在高温下熔化或升华而起作用，一般用于冷却固体火箭发动机喷管。辐射冷却是利用物体热辐射向外散热，主要用于喷管延伸段、燃气发生器和单组元发动机推力室的冷却。隔热层由导热率较低的耐高温材料制成，涂敷或粘贴在受热壁面上。不同的冷却方式可以单独使用，也可以组合使用。

（撰写：陈国远　吴宏斌　审订：刘小渝）



液体火箭发动机冷却示意图

F

fadongji qidong

发动机起动　engine starting　发动机从静止状态进入稳定工作状态的过程。在接到起动指令后，发动机各组件按照一定的程序，依次进入工作状态，直到推力达到额定值。起动过程时间短暂，参数变化大。固体火箭发动机的起动过程从毫秒级到几百毫秒。液体火箭发动机的涡轮转速、流量、燃烧室压力或发动机推力等参数在1s左右从零急剧升到额定值。在起动过程中，发动机产生很大的动载荷，如振动、热冲击和燃烧室起动压力峰及内流场的复杂变化等。发动机许多故障都发生在起动过程中。迅速、平稳而可靠的起动是发动机转入正常工作的前提。一般以推力从零到额定值90%的时间表示起动加速性。液体火箭发动机起动程序复杂，低温发动机起动前还要先吹除和预冷。由于在发动机整个起动过程中各系统都处于变化状态，所以难以用经验和静态分析的方法准确地预测真实结果。早期的发动机主要靠试验解决起动中发生的问题，造成试验多，资金投入多，研制周期长。目前多采用起动过程仿真的方法，以便得到正确的系统设置和起动程序安排，大大提高了发动机起动的成功率，缩短了发动机的研制周期，节省了研制投资。

（撰写：王晋之　审订：谢光选）

fadongji tuili

发动机推力　motor thrust　作用在火箭发动机内外表面上诸力的合力。它可表示为

$$F = \dot{m}_{gr}V_e + A_e(p_e - p_{amb})$$

式中 $\dot{m}_{gr}$ 为推进剂质量流量；V_e 为喷管出口燃气流速；A_e 为喷管出口截面积；p_e 为喷管出口压强；p_{amb} 为环境大气压强；F 为火箭发动机推力。推力公式中第一项为动量推力，由喷管排出气流的动量变化而产生；第二项为压强推力，由喷管出口压强与环境大气压强之差而产生。推力是火箭发动机的一个主要性能参数。动量推力取决于燃气的质量流率和排气速度，是推力的主要组成部分，通常占总推力的90%以上。采用能量高的推进剂，提高推进剂在发动机内的燃烧效率和喷管的转换效率，可以获得高的排气速度；调节喷管喉部面积和发动机工作压强，可以改变燃气质量流率，从而改变推力。压强推力随发动机工作

高度增加或环境压强的减小而增加。火箭发动机推力与飞行速度无关，可以通过发动机在试车台上做静止试验测量。

（撰写：王树声　张明信　审订：黄祖蔚）

fadongji weipenyan fusheliang

发动机尾喷焰辐射量　radiation of engine plume　发动机排出的热气流的辐射量。发动机在这里一般指飞机或导弹使用的涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机、冲压发动机和火箭发动机。涡轮喷气发动机有压缩机、燃烧室和排气喷嘴，它主要有两个热辐射源，即尾喷管的热金属和排出的热气流（尾喷焰）。由于尾焰中的燃烧产物主要是二氧化碳和水蒸气，因此分子发射光谱可以直接用于了解尾焰的辐射。尾焰在2.8 μm和4.4 μm两个波长处有辐射峰值，而4.4 μm的辐射亮度要比2.8 μm处高2.5～10倍。发动机的辐射同它的工作状态有关，在非加力状态下，尾喷管辐射要远远大于尾焰辐射，而在加力燃烧状态下，尾焰便成为主要的辐射源。由于涡轮风扇发动机结构的特点，其尾焰及尾喷管温度均低于涡轮喷气发动机。当飞机飞行速度为3倍以上声速时，由于冲压效应，其尾焰温度反而比亚声速飞行时低，辐射量变小。冲压发动机尾喷焰的辐射与涡轮喷气发动机情况类似。火箭发动机由于尾焰温度高，尺寸大，往往是其主要的辐射源。

（撰写：符文龙　审订：孙再龙）

fadongji xiaolü

发动机效率　engine efficiency　发动机利用推进剂化学能的有效程度。固体火箭发动机和液体火箭发动机的效率都可以用标准条件下发动机比冲与推进剂理论比冲的比值表示，也就是以推进剂在发动机中单位流量产生的推力与其单位流量理论热能产生的推力之比值表示。写成公式为

$$\eta = I / I_t$$

式中 η、I和I_t分别为发动机效率、标准条件下发动机实测比冲和推进剂标准条件下的理论比冲。对于液体火箭发动机，还可用下式表示

$$\eta = \eta_c \eta_n \eta_o$$

式中 η、η_c、η_n和η_o分别为发动机效率、推力室的燃烧效率、喷管效率及燃气发生器和涡轮泵的总效率。

（撰写：王晋之　审订：谢光选）

fadongji zhiliang

发动机质量　motor mass　又称发动机初始质量。发动机工作之前的质量。发动机质量是火箭或导弹的重要参数之一。固体火箭发动机质量主要包括推进剂药柱的质量和发动机的结构质量，其中后者又包括燃烧室壳体、喷管、安全点火装置和推力终止机构等主要部件的结构质量，属惰性质量或称呆重。从提高发动机的设计水平出发，应尽量增加推进剂药柱的质量和减小发动机的结构质量。

（撰写：黄祖蔚　审订：刘宽生）

fadongji zhiliangbi

发动机质量比　motor mass ratio　火箭／导弹发动机药柱质量与发动机（初始）质量之比。可用下式表示

$$\lambda = m_{gr} / m_i$$

式中 λ为发动机质量比；m_{gr}为药柱质量；m_i为发动机（初始）质量。从齐奥尔科夫斯基公式可知，火箭／导弹主动段终点的理想速度可用下式表示

$$V = I_s \ln\frac{m_0}{m_0 - m_{gr}} = I_s \ln\frac{1}{1-R}$$

式中 I_s为比冲；m_0为火箭／导弹起飞质量；R为火箭／导弹质量比（$R=m_{gr}/m_0$）。由于发动机质量比λ与火箭／导弹质量比R呈正比关系，为评定发动机设计质量，在上式中可用λ代替R。这样λ越大，R也越大，则V也越大，火箭／导弹的射程也越远，可见发动机质量比直接影响火箭／导弹的末速和射程，它是衡量发动机性能优劣的重要综合性指标。目前固体火箭发动机的质量比对金属材料壳体最高可达0.9，对复合材料壳体最高可达0.95，即惰性(结构)质量可降至5%～10%。

（撰写：黄祖蔚　审订：刘宽生）

fadongji zhucun shiyan

发动机贮存试验　engine storage test　为确定发动机贮存寿命而进行的一类试验。导弹属于长期贮存、一次使用的作战武器，贮存期是导弹的一项重要战术技术指标。在武器型号研制时要进行贮存期设计。科学地安排贮存试验以及对已有型号贮存期的评定工作可为新型号贮存期设计提供借鉴和依据。发动机贮存试验的目的是验证所研制的发动机能否满足任务书提出的要求；考察发动机对贮存环境的适应能力；暴露发动机耐环境侵蚀的薄弱环节；掌握非金属材料的老化规律；积累发动机保管、测试和维修方面的资料，合理地制定维护、保养和使用技术文件。对非金属材料、零组件和整机的贮存试验，贮存地点应选在有代表性的使用部队的弹库区。为了缩短贮存试验周期，要摸清自然贮存试验和加速贮存试验的对照相关规律，找出正确的等效关系，以便逐步以加速贮存试验代替自然贮存试验。要合理制定贮存试验大纲，取得最佳费效比。

（撰写：高仲华　审订：谢光选）

fadongji zhuangyao

发动机装药　solid motor propellant load　固体发动机壳体内装载的推进剂。通常有两种装药方式，即浇注式和自由装填式。大型固体发动机将混合好的推进剂药浆直接向绝热壳体内进行真空花板浇注，然后加热固化成形，拔除芯模，整形到设计尺寸。对特大直径、装药量达百吨以上的固体助推发动机，由于整机运输困难，可采用分段式装药，将整个绝热壳体分成若干段制作，再分别浇注推进剂，固化成形，分段运到发射现场组装成完整的发动机。小型战术型号发动机多采用自由装填式装药，即分别制造绝热壳体与包覆药柱，在武器总装厂直接将包覆药柱填入绝热壳体，组装成发动机。对某些要求特殊弹道性能的战术型号发动机，也有采用前端自由装填与后端贴壁浇注组合的发动机装药，如美国的“尾刺”战术导弹发动机装药。便携式战术导弹发射发动机和特种燃气发生器，也有的采用列管式管状药柱装药，即将预制好的内外表面可燃烧式细管状药柱，在发动机内沿轴向排列粘结起来。

（撰写：陈长乐　审订：姚润森）

fahan cailiao

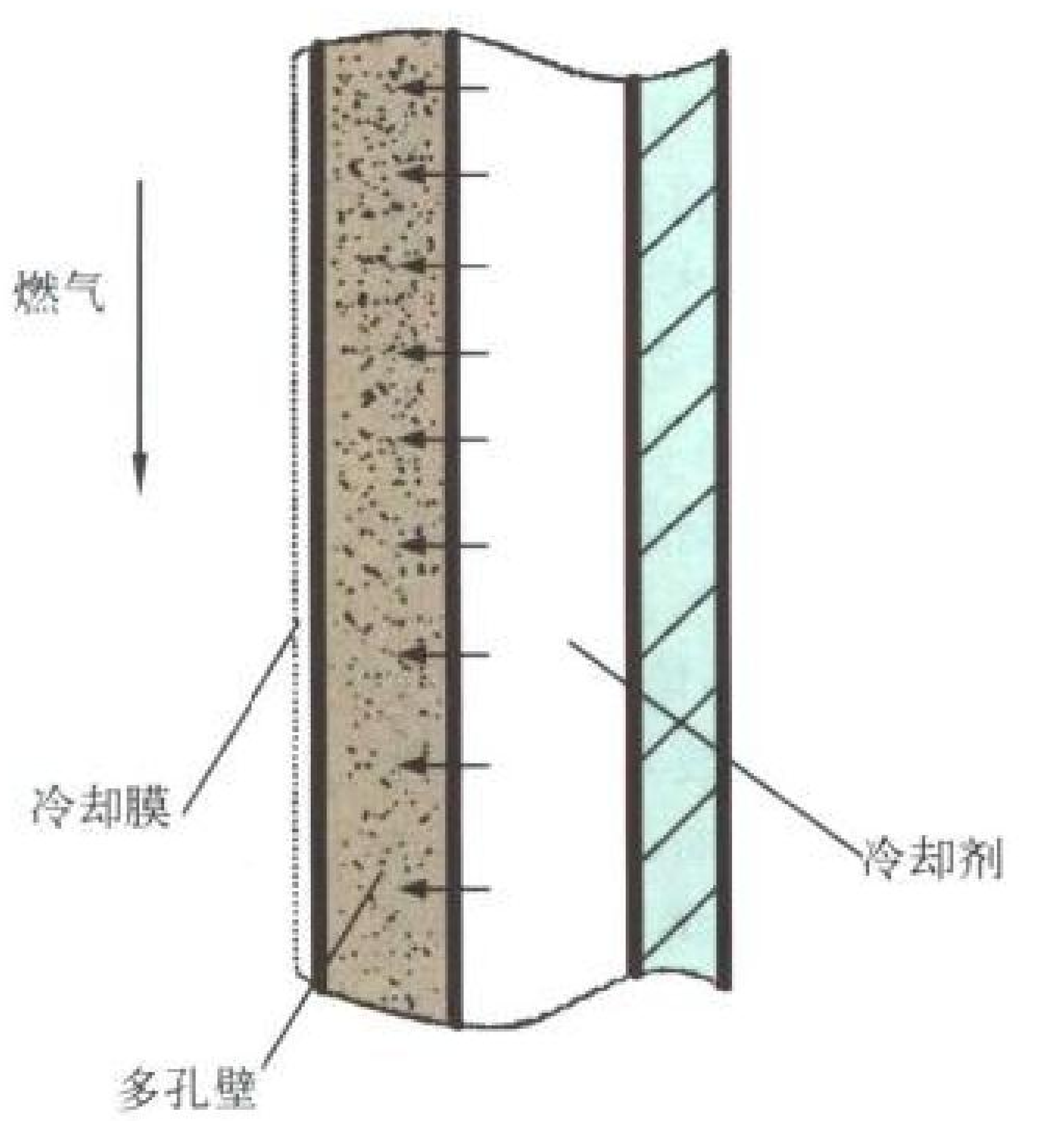
发汗材料　transpiration material　又称发汗(或发散)冷却材料。在受热条件下，表面类似人体毛孔出汗，形成气—液附面层，使热交换主要在表面进行，从而实现防热，保持外形不烧蚀的材料。钨铜复合材料是一种应用最广泛的典型自发汗材料，其材料性能、制造工艺和应用参见钨渗铜。其他类似的自发汗材料有:WC-Cu、TiC-Cu、C-Cu、W-Ag、Mo-Ag、CdO-Ag等，其中WC、TiC、C、W、Mo、CdO为多孔骨架，是发汗剂载体；

Cu、Ag为发汗剂，浸渍在多孔骨架中，受热时熔化、气化、“发汗”，起到冷却防热作用，保护多孔骨架基体不被烧蚀。强迫发汗和自适应发汗的发汗载体是合适的金属多孔材料，参见*多孔材料*。根据应用条件，发汗剂可以是各种气体、液体、低熔点金属或有机化合物等。

（撰写：谭建安　审订：巫世杰）

fahan lengque

发汗冷却　transpiration cooling　冷却剂通过多孔材料或微孔壁，在受热面上形成一层冷却剂保护膜，防止壁过热的一种冷却方式。冷却剂可以是气体或液体。发汗冷却形成的保护膜均匀、贴壁、稳定，隔热效果好，同时冷却剂在微孔中渗透也带走壁内的部分热量。与薄膜冷却相比，冷却剂流量可减少2/3～4/5，从而可显著降低冷却造成的性能损失。对高热流密度推力室的冷却更显优越性。但是多孔材料或微孔壁的强度低，工艺复杂，使用受到一定限制。多孔壁可采用金属粉末烧结、多层金属丝网烧结、光刻层板扩散焊和激光打孔等工艺制作。目前氢氧发动机普遍采用多孔材料制作喷注器面板，实现发汗冷却。固体火箭发动机用钨渗铜（银）作为喷管喉衬材料，在受到高温燃气作用时，铜（银）经熔化、蒸发可以带走热量，降低喉衬组件的温度。



发汗冷却示意图

（撰写：宋连忠　审订：谢光选）

fashe

发射　launching　从下达点火指令到航天运载器离开发射台的这段时间内，地面发射系统及运载器各系统的运作过程。从运载器进入发射场到下达点火指令这段时间是发射准备阶段，在这个阶段内对运载器、航天器以及地面各系统进行测试检查，最终证明运载器和航天器各系统的稳定性和可靠性符合要求、地面各系统能可靠工作时，才允许进入发射阶段。点火指令下达后，运载器的下面级发动机启动;当推力大于运载器的重力时，运载器离开发射台，发射结束，运载器和航天器进入上升段弹道。在很多情况下，“发射”亦指运载器从点火起飞直到星箭分离的全过程。

（撰写：陈国华　审订：余梦伦）

fashe changping

发射场坪　launching pad　陆基导弹地面发射阵地上用来部署发射车（架）的场地。在该场地完成发射车（架）的就位、调平（水平规正）、标定（定位定向）、装弹或起竖、射前检查、瞄准跟踪、发射、退弹、撤收等战斗操作。按使用目的可分为作战发射场坪、试验发射场坪以及训练发射场坪;按作战要求可分为固定发射场坪和机动（野战）发射场坪。发射场坪应满足下列要求:平整且坡度不大;地面坚实但又可将驻锄敲进土中;场坪面积足够大，能顺利执行运输装填车与发射车（架）的对接和装、退弹操作;围绕主射向能形成尽可能大的射界、在射界内既没有影响导弹飞行的障碍物，也没有己方设施，如武器装备、工厂、居民区等，以防脱落的助推器和应急投弃的导弹造成不必要的损失;其视野应保证能顺利进行大地标定或与地面雷达相互标定;采用GPS标定时，其微波视野应保证GPS接收机在任何时候都能收到4颗以上导航卫星发来的信号;采用陆地导航系统标定时，离当地可达的炮控点越近越好;发射场坪附近的路况应与发射车（架）和运输装填车的越野能力相匹配。

（撰写：韩九如　审订：曾智勇）

F

fashe chenggonglü

发射成功率　launch success rate　发射成功次数占发射总数的百分比。通常用作衡量航天运载器或导弹系统质量优劣的重要尺度之一，并用来预计或评估发射可靠性。因发射总数和发射成功次数都随时间变化，在表述发射成功率时，应注意统计截止日期或截止发射次数。例如，至1998年10月止，世界主要运载火箭系列、近地轨道卫星运载火箭和地球静止轨道卫星运载火箭的总发射成功率分别为92.4%、95.7%和90.6%。同总发射成功率相比，近10年、5年和3年的发射成功率能更准确表达近期的发射可靠性情况。发射成功率直接影响航天器任务成功率，因为后者等于航天运载器发射成功率与航天器在轨运行成功率（或返回式航天器的回收成功率）之积。

（撰写：王基祥　审订：刘宝镛）

fashe chuangkou

发射窗口　launch window　允许运载火箭或导弹发射的时间范围。习惯上也称为允许发射时段。发射窗口分为日计发射窗口、月计发射窗口和年计发射窗口。日计发射窗口规定某天内从某一时刻到另一时刻可以发射;月计发射窗口规定某个月内连续某几天可以发射;年计发射窗口规定某年中连续允许发射的月份。无论哪种发射窗口，都可以是多个。对于一般卫星和导弹的发射，只需规定日计发射窗口。对于发射月球探测器，通常要规定月计和日计发射窗口。对于发射哈雷彗星探测器和其他星际探测器，一般要同时规定年计、月计和日计发射窗口。运载火箭发射窗口主要根据具体航天任务和发射限制条件来确定。航天任务主要对年计和月计发射窗口有影响，选择适当的发射时段可以节省发射能量。发射限制条件主要包括运载火箭对发射时段的要求、测控系统对发射时段的要求及通信和时统系统对发射时段的要求等。因此，发射窗口的选择是一个系统综合问题，一般应按优劣次序排出几个发射窗口供发射前选用。

（撰写：徐　文　审订：朱维增）

fashe fangshi

发射方式　launch mode　发射导弹或航天运载器的模式。它是由发射基点、发射动力、发射姿态和发射工艺流程综合而成的发射方案。发射方式的分类方法很多，常用的有3种，一种是按发射基点进行分类，如陆基、水基和空基发射等;另一种是按系统的机动能力进行分类，如机动、半机动和固定发射等;第三种是按发射动力分类，如热发射、冷发射等。

（撰写：赵瑞兴　审订：王瑞铨）

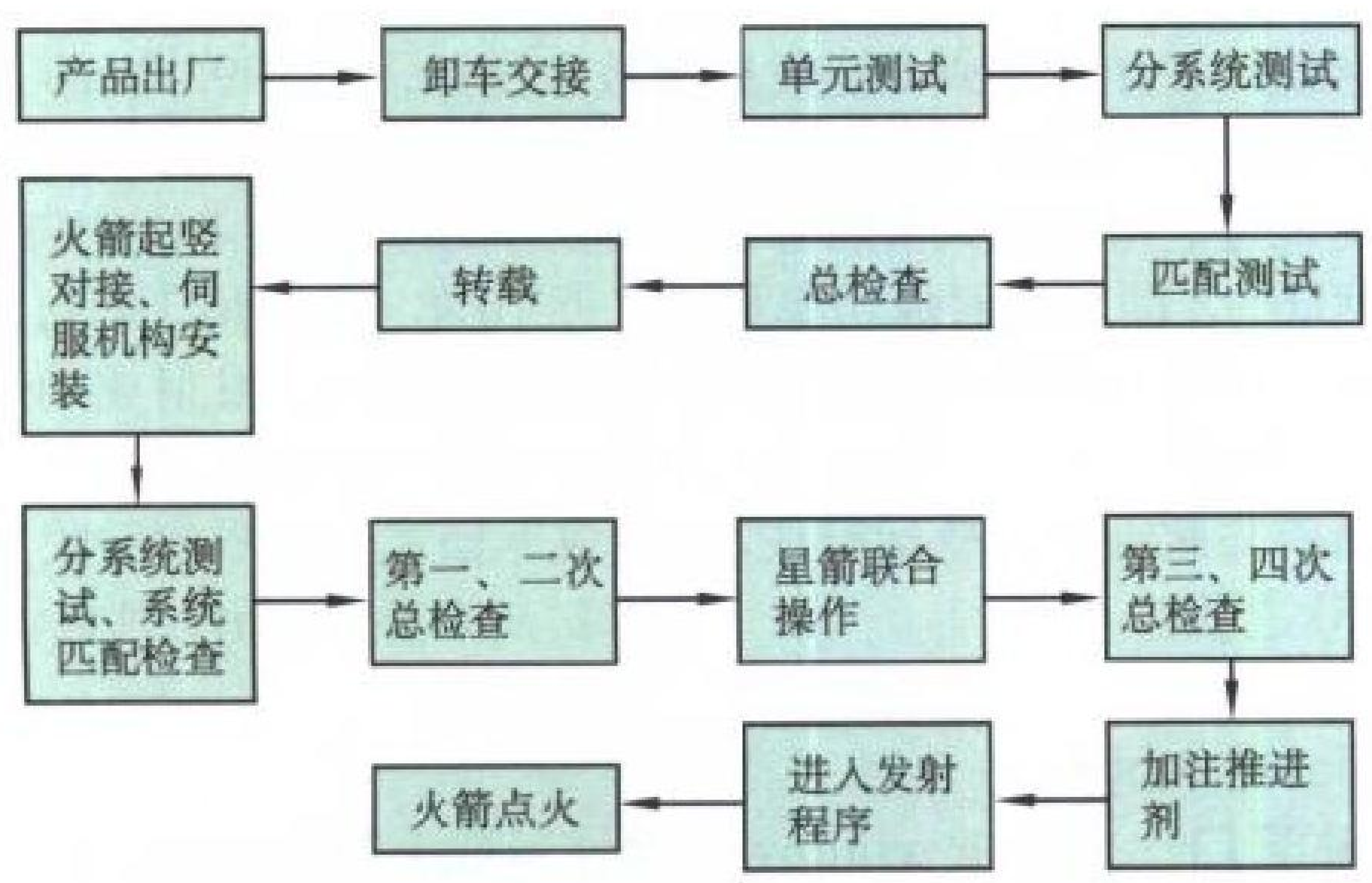
fashe gongwei

发射工位 launch pad 发射区内发射运载火箭和航天器的场地及与发射直接有关的设施。发射工位的主要设备和设施有发射台、导流槽、勤务塔、脐带塔、地下电源间、配气间、空调间和逃逸滑道等。发射工位主要用于完成运载火箭和航天器的射前检测和运载火箭的发射。

(撰写：赵连贵 审订：周载学)

fashe gongyi liucheng

发射工艺流程 launching program 从运载器／导弹及其有效载荷等出厂或到达发射场开始直到完成发射，顺序连续地或并行地通过发射设施和设备进行发射准备和实施发射的工作过程。它是确定发射场各种发射设施和地面设备的任务、功能设计和配置的依据之一，并作为进行各种发射准备和实施发射工作的依据性文件。它一般按照时间顺序分阶段地对参与工作的设备、工作位置、主要工作和目标等内容进行描述。在时间轴上以文字和规定的图形、符号绘制成的描述发射工艺流程的图形称为发射工艺流程图。



典型的运载火箭发射工艺流程图

(撰写：张福全 审订：周载学)

fashehou zizhu daodan

发射后自主导弹 fire-and-forget missile 又称发射后不管导弹。发射后无需导弹以外的设施或人员参与控制，完全靠自身制导系统对目标进行自主跟踪和攻击的导弹。最先采用这种自主跟踪和攻击方式的导弹是近程战术空地导弹，旨在保证飞机安全，提高其在复杂多变战场中的生存能力。随着精确末制导技术、弹载计算机微处理技术和先进惯导技术的发展和应用，防区外发射空地导弹、现代巡航导弹、反舰导弹、中远程空空导弹和反坦克导弹均相继采用了发射后自主攻击方式。可用于发射后自主攻击的末制导系统有红外成像末制导、主／被动雷达末制导以及它们的复合末制导和下视光学景像匹配系统等。按多用途、模块化、系列化原则发展的发射后自主导弹，由于其舱段接口尺寸和连接模数均已实现标准化，通过更换某个分系统即可形成一个可从多种发射平台发射，打击多种目标的导弹系列。

(撰写：毕士冠 审订：杨宝奎)

fasheji

发射机 transmitter 完成信号调制、上变频和功率放大，使输出功率达到规定电平的装置。发射机是卫星有效载荷的重要组成部分，为卫星下行信号提供足够的功率。一次变频的通信卫星转发器，其发射机主要由激励放大器、功率放大器和输出多工器等组成；二次变频的通信卫星转发器，其发射机主要由上变频器、功率放大器和输出多工器等组成；遥感卫星的发射机主要由调制器、上变频器和功率放大器组成。功率放大器是组成发射机必不可少的部分。一般的功率放大器又可分为传统的真空管放大器、线束管放大器、磁电管放大器和固态功率放大器。目前卫星上的发射机主要采用线束管类的行波管放大器和固态功率放大器。

(撰写：于洪喜 审订：陈 豪)

fasheji kangganrao jishu

发射机抗干扰技术 transmitter antijamming technology 为消除电子干扰对雷达正常工作的影响或把此影响降到可接受的程度而在雷达发射机中采取的技术和手段。当前发射机抗干扰技术可归纳为：(1) 改变发射频率，包括频率捷变(如脉间跳频、脉组跳频和自适应频率捷变等等)，频率分集，扩展发射机工作频段(毫米波乃至光波)。(2) 增大发射功率(以提高信噪比)，包括提高单个发射机的输出功率(峰值功率、平均功率)，输出功率合成，发射功率的有效管理和配置。(3) 改变重复频率，包括重复频率捷变。(4) 优化波形设计，包括采用伪噪声波形发射，如线性非线性的脉冲调频信号、脉内伪随机编码信号和伪随机重复频率信号等；有针对性地采用准连续波和调频发射。(5) 采用相干发射，以利于雷达进行动目标检测和动目标显示。

(撰写：阙家骏 审订：冷国卿)

fasheji kuidian zujian

发射机馈电组件 transmitter feeder 按照一定的功率分配和组合方式将发射机输出功率馈送到发射天线的部件。发射机馈电组件主要由切换开关、滤波器、测试耦合器和传输线等部分组成，具有发射机备份切换、滤除发射机频带外无用信号、方便有效载荷系统测试等功能。以传输线的类型分，发射机馈电组件可分为同轴线系统和波导系统或两者结合的系统。同轴线系统简单、方便、灵活，但插入损耗大，功率容量小；波导系统插入损耗小，功率容量大，但连接不灵活，在应用于低频段时其体积大。通常 C 波段以下采用同轴线形式，C 波段以上采用波导形式。

(撰写：于洪喜 审订：陈 豪)

fashe jishu

发射技术 launch technique 对导弹和航天运载器发射方式及其地面设备系统和发射工程设施进行研究、设计、试验及使用的理论与技术的总称。发射技术是一门综合运用军事理论、航天理论、武器设计理论和通用工程设计理论的特殊应用工程技术，是在不断总结导弹与航天运载器的发射实践和地面设施、设备系统的研制经验的基础上逐渐发展起来的，是导弹与航天技术的必不可少的重要组成部分。

(撰写：赵瑞兴 审订：王瑞铨)

fashejia

发射架 launcher 用于支承、储存导弹和进行瞄准、发射准备并实施导弹发射的专门装置。它是导弹武器系统的重要作战装备。发射架一般由支承定向部件(或发射梁)、瞄准系统、架体、电气系统、动力供配设备、插头分离机构、导流装置等组成，机动式发射架还配有自行式车辆底盘或牵引车辆，

以完成机动运输。随着导弹技术的发展和导弹长效免维护技术的需求，20世纪70年代发展了具有储存、运输、发射功能的导弹储运发射箱，其支承定向部件及导弹装在密封箱内。它与瞄准、架体、电气系统等组成各种类型的储运发射箱式发射系统。发射架可分为战略导弹（运载火箭）发射架、防空导弹发射架和飞航导弹发射架等，也可按发射平台（陆基、舰载、机载）和导弹发射方式及其他特征分类。

（撰写：李洛阳　审订：曾智勇）

fashe kekaoxing

发射可靠性　launching reliability　导弹或航天运载火箭在规定的发射环境条件下和规定的发射准备时间内，按照预定的发射准备程序成功地完成发射准备任务并能正常发射出去的概率。发射可靠性记作 R_1

$$R_1=B/A$$

式中 B 为导弹或火箭的可发射率；A 为导弹或火箭的待命完好率。待命完好率指导弹或运载火箭经贮存、运输、保养、阵地测试与维修后，在接到发射准备命令时刻处于待命状态，可供发射的概率，用下式表示

$$A=m/(m+n)$$

式中 m 为处于完好状态、可供发射的发数；n 为处于故障状态、不能供发射的发数。可发射率指在接到发射命令时刻总发数中能够正常发射出去的概率。

（撰写：杨俊杰　赵瑞兴　审订：朱维增）

fashe kongzhiche

发射控制车　launch control vehicle　载有导弹发射控制设备，对导弹进行测试和发射控制的专用车辆。它由通信设备、显示控制台、数据处理机、导弹射前检查及发射控制设备、导弹发射装置及电源设备等组成。其主要功能是由无线通信接收设备接收目标探测设备发送来的目标位置和运动参数，经数据处理机处理后在显控台上显示敌我态势，协助指挥员进行辅助决策、目标分配和射击诸元解算，并由导弹测试设备进行导弹发射前的检查。当决定需要导弹攻击时，由发射控制设备将射击诸元装定到弹上，并实施发射。由于车辆具有移动性，使导弹发射阵地具有机动性和隐蔽性的特点。

（撰写：王振安　审订：李永和）

fashe kongzhitai

发射控制台　launch control console　导弹指挥控制系统的重要组成部分。它通常为台式（或柜式）的电子设备，是作战人员与导弹武器系统的人—机交互界面。发射控制台主要由多功能显示器、通信设备及导弹检查和发射控制设备等组成，其主要功能是接收作战指挥系统的作战命令及战斗参数；显示战场的敌我态势、导弹状态及各种战斗参数；对导弹进行射前检查；向导弹装定射击诸元；实施导弹对目标的发射攻击；向作战指挥系统发送导弹的状态；为作战人员提供模拟训练和模拟发射环境等。一般情况下，发射控制台还应具有紧急情况下的应急投放和降功能发射能力。

（撰写：王振安　审订：李永和）

fashelü

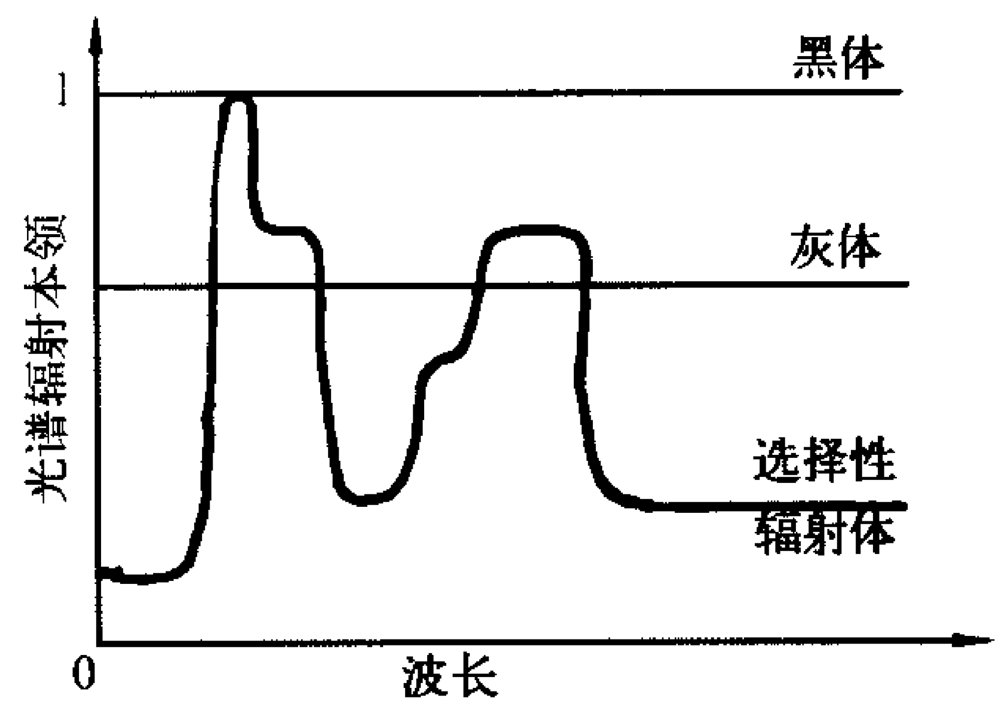
发射率　emissivity　又称辐射本领。辐射源的辐射通量密度 W' 与具有同一温度的黑体的辐射通量密度 W 之比值。它用 ε 表示

$$\varepsilon=W'/W$$

其值介于非辐射源的0与黑体的1之间。每个辐射源的光谱辐射通量密度与光波长有关，因此其光谱发射率应定义为

$$\varepsilon(\lambda)=\frac{W'(\lambda,T)}{W(\lambda,T)}$$

有些学者将 $\varepsilon(\lambda)$ 定义为发射率。根据光谱发射本领的变化规律，辐射源可分为3类：(1) 黑体，$\varepsilon(\lambda)=\varepsilon=1$；(2) 灰体，$\varepsilon(\lambda)=\varepsilon=$ 常数（但小于1）；(3) 选择性辐射体，$\varepsilon(\lambda)$ 随波长而变化，但总小于1。3 类辐射体的光谱辐射本领见示意图。灰体的发射率是黑体的一个不变的分数，实际工程中有许多辐射源都可以视为灰体，而选择性辐射体在有限的光谱区限有时也可以看成是灰体，从而简化计算。其实发射率也随方向而改变，所以我们一般均定义半球发射率，指的是辐射源在半球内的发射本领。基尔霍夫定律指出了在给定温度下，任何材料的发射率在数值上等于该温度时的吸收率。

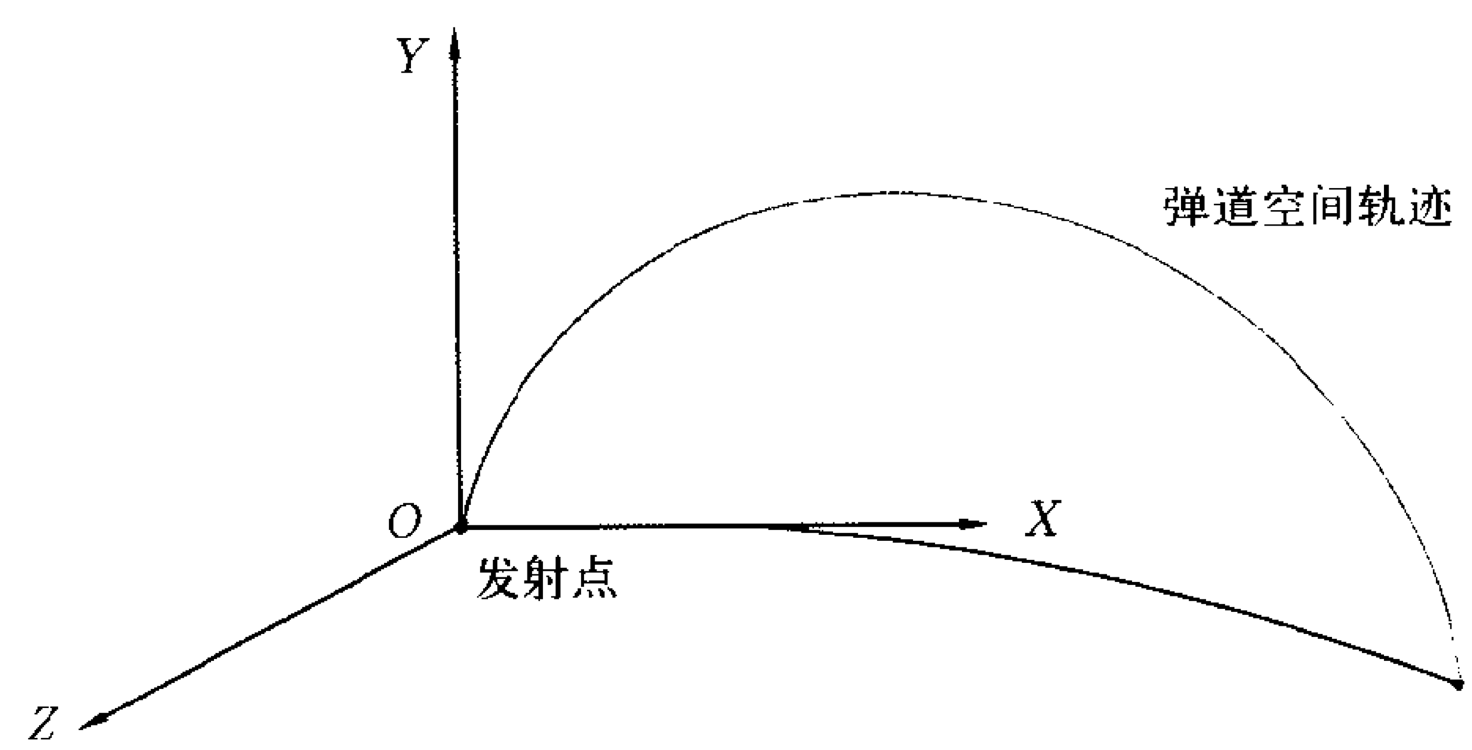


3 类辐射体的光谱辐射本领示意图

（撰写：符文龙　审订：孙再龙）

fashe qifei zuobiaoxi

发射（起飞）坐标系　launch (take-off) coordinate system　原点 O 在发射点，OX 轴在发射点水平面内指向发射瞄准方向，OY 轴沿发射点的铅垂线向上，OZ 轴与 OX 轴、OY 轴构成右手直角坐标系的坐标系。研究火箭／导弹的质心运动时常用到发射（起飞）坐标系。在发射瞬时与发射坐标系重合的惯性坐标系称为发射惯性坐标系。防空导弹的发射坐标系有时定义为：坐标系原点 O 在发射瞬时导弹的质心，OX 轴沿发射瞬时导弹的纵轴，指向弹头；OY 轴在发射瞬时导弹的纵对称面内，垂直于 OX 轴，指向上；OZ 轴与 OX 轴、OY 轴构成右手直角坐标系。



发射（起飞）坐标系示意图

（撰写：余梦伦）

fashe qinwu baozhang

发射勤务保障　launching service support　导弹或航天器发射场中的各种技术服务工作，包括通信勤务保障、气象勤务保障、计量勤务保障和大地测量勤务保障等。通信勤务保障可按规定的时间、程序和方式发送、传输、交换和接收各种信息。

F

气象勤务保障提供发射区地面的风速和温度预报;提供符合精度要求的地面和空中(30 km以下)的气象参数和30 km以上的大气参数(如气压、气温、风向、风速和大气密度等);提供发射区、火箭第一级落区、入轨区和弹着区的长、中、短期天气预报。气象勤务保障的设施包括气象观测系统、气象情报收集和传递系统及气象预报和数据处理系统。计量勤务保障的任务是对测量仪器、仪表进行计量检定,保证在发射过程中所测参数量值的准确和统一。大地测量勤务保障可为导弹或航天器发射、控制和测量设备提供大地测量数据,如为跟踪测量设备提供距离、方位角和俯仰角的标准校正基准等。

(撰写:彭凤绍 李增绍 审订:孙广勃)

fashequ

发射区 launch zone 完成运载火箭和航天器最后阶段的发射准备工作直至火箭点火起飞的特定区域。发射区接纳从技术区转运来的运载火箭和航天器并竖立在发射台上,然后进行测试检查、液体推进剂加注和增压、瞄准以及点火发射。发射区的主要设备和设施有:(1)发射设施,包括发射台、导流槽、脐带塔、勤务塔、地面到箭上的连接设备以及场坪、道路、电缆、管路和通道等。(2)发射控制设施,包括测试和发控系统设备以及通信、电视和监视测量等系统设备。(3)推进剂贮存、加注和泄出设施,包括推进剂库房,库房内有槽罐间、泵间、控制操纵间、加注管道以及配气和供电等辅助设备。(4)供配气、供配电、瞄准、空调、避雷和消防等其他设施和建筑物。

(撰写:赵连贵 审订:周载学)

fashe tiaojian

发射条件 launch conditions 为实现发射目的和保证发射成功对发射工作提出的技术要求和限定条件。影响航天器发射成功的限制条件主要有发射窗口、地面发射控制系统限制条件、测控系统限制条件、通信系统限制条件和气象限制条件等。这些限制条件既相互联系,又相互制约,关键是各系统设备在各种环境条件下工作的可靠性、准确性和故障对策。发射条件分为最佳发射条件和允许发射条件。对于不同的导弹或火箭,以及对于目的不同的各种发射任务,其发射条件有所不同,但都包括导弹或火箭测试检查合格、发射和飞行诸元已装定好、地面发射保障系统和测量系统工作正常、电源已转接、符合选定的发射时机(窗口)、气象和气候条件适合等。

(撰写:孙雅平 审订:魏其勇)

fashe wending pingtai

发射稳定平台 stabilized launch platform 使火箭或导弹发射装置在某一平面或空间内保持给定的稳定发射基准的装置。它一般是由敏感元件、稳定系统及台体组成。台体可以是发射设备的一部分,也可以是发射设备本身。敏感元件测量台体坐标与发射基准的误差,通过稳定系统控制台体抵消其误差,从而使发射平台保持给定的稳定基准。按照使用条件的不同,发射稳定平台可以分为空中、水下、陆基、水上等类型。

(撰写:郝丕英 审订:王武贤)

fashexiang tong

发射箱(筒) launching container 用以发射导弹的密封容器。除在发射时为导弹提供支撑和精确导向外,它还可在发射前的运输、贮存过程中包装、保护导弹。依照外部形状的不同,分别称为发射箱或发射筒。发射箱(筒)一般由箱(筒)



装有战术地地导弹的发射筒

体、箱(筒)盖、导弹支撑定向装置、闭锁挡弹装置、电插头机构、箱(筒)内环境参数检测装置和电气系统等组成。箱(筒)体和箱(筒)盖应保证发射箱(筒)具有气密性和一定的隔热能力,对导弹的支撑和导向采用导轨、发射梁或适配器等装置,发射箱(筒)盖有机电开关式、抛掷式、冲破式等。发射箱(筒)在各种恶劣条件下对导弹所提供的保护,可显著地增加导弹的生存概率、可靠性和寿命。它适用于各种类型的导弹及其发射装置和运载体。

(撰写:张伯生 审订:曾智勇)

fashe yu feixing huanjing

发射与飞行环境 launch and flight environment 从火箭竖立到发射台、起飞直至完成飞行任务的整个过程中所遇到的环境。主要包括力学环境、热学环境和自然环境等。力学环境是指振动、冲击、噪声、地面风、高空切变风、阵风和过载等;热学环境是指飞行中的气动加热、仪器设备工作产生的热、低温推进剂贮箱箱壁(低温)、发动机燃烧室和喷管的高温外壁以及发动机喷焰的辐射热;自然环境有温度、湿度、烟雾、介质浸泡、雨淋、静电、雷电、沙尘和曝晒等。航天器入轨后的飞行环境主要为空间环境,包括真空、失重、热辐射和外层空间高能粒子流(辐射)等。

(撰写:鲁昌鉴 审订:周锦扬)

fashe zhendi

发射阵地 launching site 对导弹进行发射准备和实施发射的场所。由发射场坪或发射井、导弹发射装置和使导弹处于战斗准备状态、进行导弹发射准备与发射的专用技术设备组成。按任务性质分为作战发射阵地、训练发射阵地和试验发射阵地。按可移动性分为固定发射阵地和机动发射阵地。固



岸舰导弹在发射阵地上

定发射阵地主要有设置在地面上的暴露式阵地以及配置于地下井、壕沟、坑道或水下的隐蔽式阵地。陆基远程和洲际导弹、城市要地防空导弹、反弹道导弹及岸舰导弹常用固定发射阵地。地面机动发射阵地通常包括临时构筑的野战发射阵地和沿铁路或公路机动发射的战略导弹阵地。有些导弹的阵地不需构筑，配置在发射阵地上的设备大多数为自行式或牵引式，少量设备由运输车辆载运，在需要时可以迅速转移或展开进行发射，通常机动作战能力和生存能力都较强。近程地地导弹、野战防空导弹、反坦克导弹常使用机动发射阵地。发射阵地的构成与设备的配置随导弹类型、用途、发射准备过程和时间、导弹系统的不同而有很大差别。发射阵地一般配置有发射装置，运输、装填、测试、瞄准、发射和飞行控制等专用技术设备，指挥通信系统，供电、供水等通用技术设备以及指挥所、掩蔽部等建筑设施。

（撰写：赵连贵　刘恒振　审订：王瑞铨）

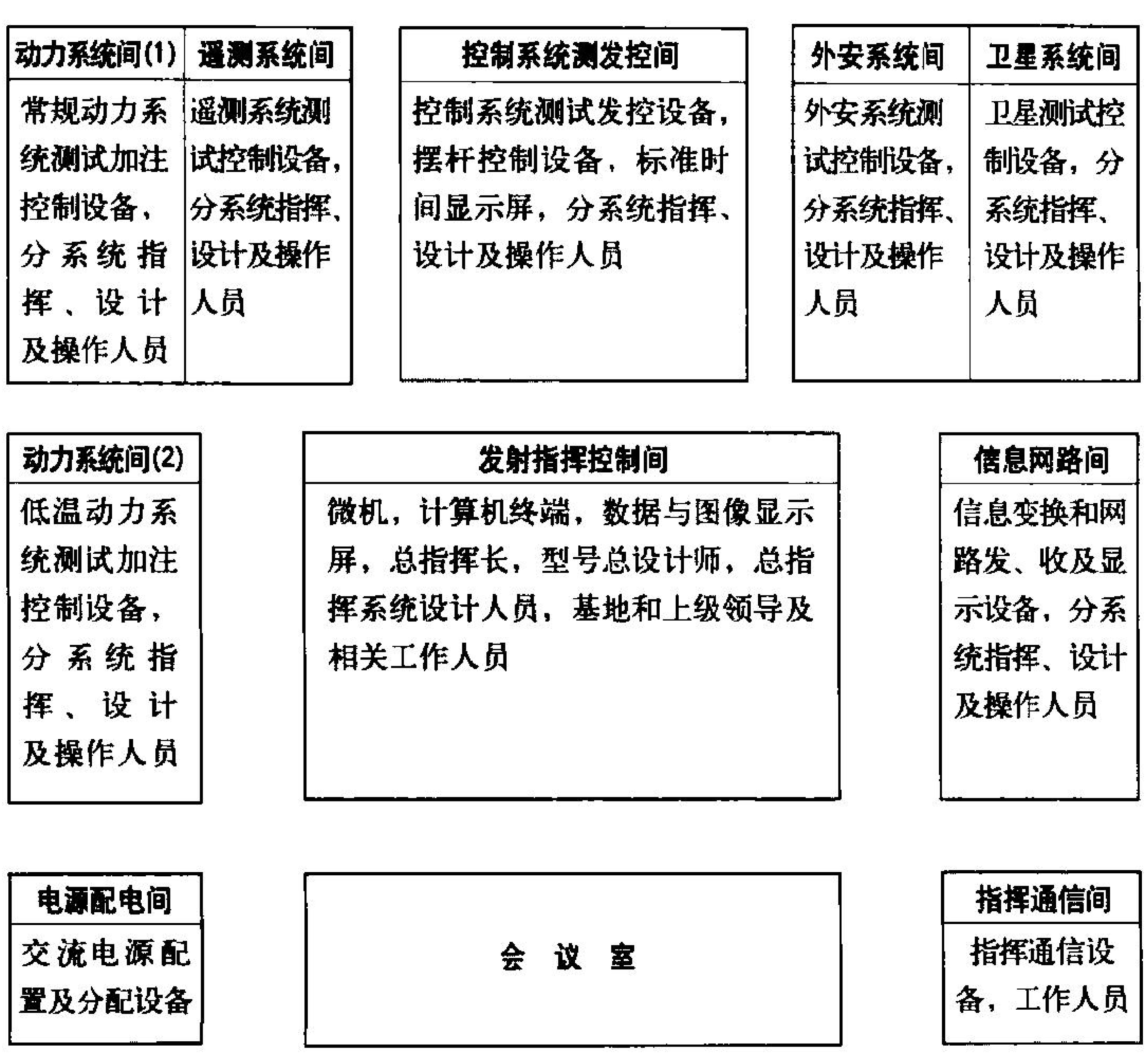
fashe zhendi dianyuanche

发射阵地电源车　mobile power plant at launch site　在发射阵地为导弹检测、保温、瞄准、发射、跟踪和指挥通信等设备供给电能的车辆。发射阵地电源车按输出电能类型的不同可分为交流工频电源车、中频电源车、双频电源车、直流电源车及综合电源车；按运输方式不同可分为自行式和拖车式两种。自行式一般是以越野汽车为载体，上装保温屏蔽车厢、内燃发电机组和变电、配电、通信等设备。拖车式在运输时需由其他车辆牵引，机动性较差，但成本低。发射阵地电源车的容量一般为几十至几百千瓦，其性能指标、可靠性及自动化程度较高。车上发电机组的动力多为高速柴油机，所以电源车有时也称油机电站。当有市电时，电源车根据需要可转接市电，并将市电变换成其他类型的电能供给各用电设备。

（撰写：原怀西　审订：蔡连贵）

fashe zhihui kongzhi zhongxin

发射指挥控制中心　launch command and control center　发射运载火箭或导弹时，一线的指挥、操作人员及测试发射控制设备、数据与图像显示设备和指挥通信设备的集中地。为了保证安全，运载火箭的发射指挥控制中心通常设在坚固的建筑物内或地下室内，一般距离发射台200～300 m。地地机动导弹的发射指挥控制中心设在测控车、指挥车和通信车内。发射火箭或导弹时各系统按统一指挥的命令和口令协同操作，实施发射控制。在整个测试发射过程中，中心接收并执行上级指令，同时不断地将信息和数据传送给上级指挥机关及有关部门。随着技术的发展，发射指挥控制中心可远离发射装置2～10 km或更远，实现远距离测试发射。



发射指挥控制中心的组成

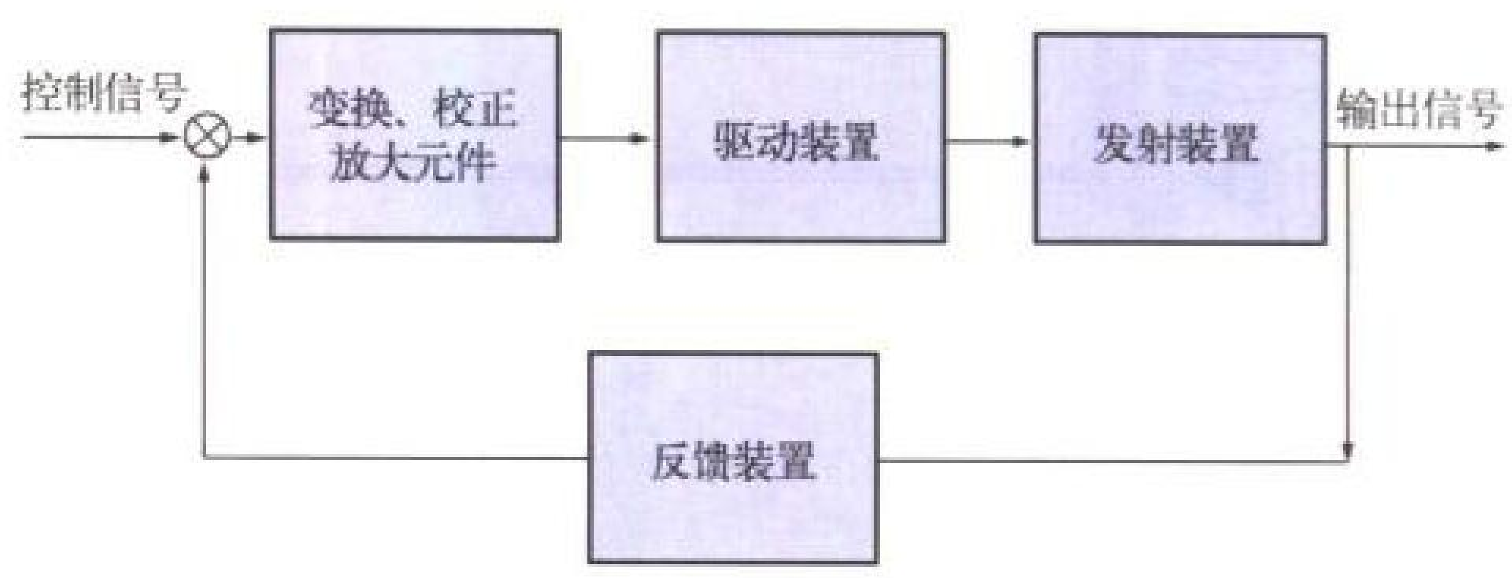
（撰写：潘绍珍　审订：常双穗）

fashe zhuangzhi sifu xitong

发射装置伺服系统　servo system for launcher　见发射装置随动系统。

fashe zhuangzhi suidong xitong

发射装置随动系统　servo system for launcher　又称发射装置伺服系统、跟随系统或位置反馈控制系统。按输入量（外部提供的射击诸元）驱动发射装置自动精确跟踪动目标的自动调节系统。对于定角装填的发射装置，该系统还能驱动发射装置适时返回装填位置。对于舰载发射装置或要求在行进中发射导弹的车载发射装置，该系统在精确复现输入量的同时，还要把载体运动对发射导轨姿态的影响限定在规定的允许误差范围



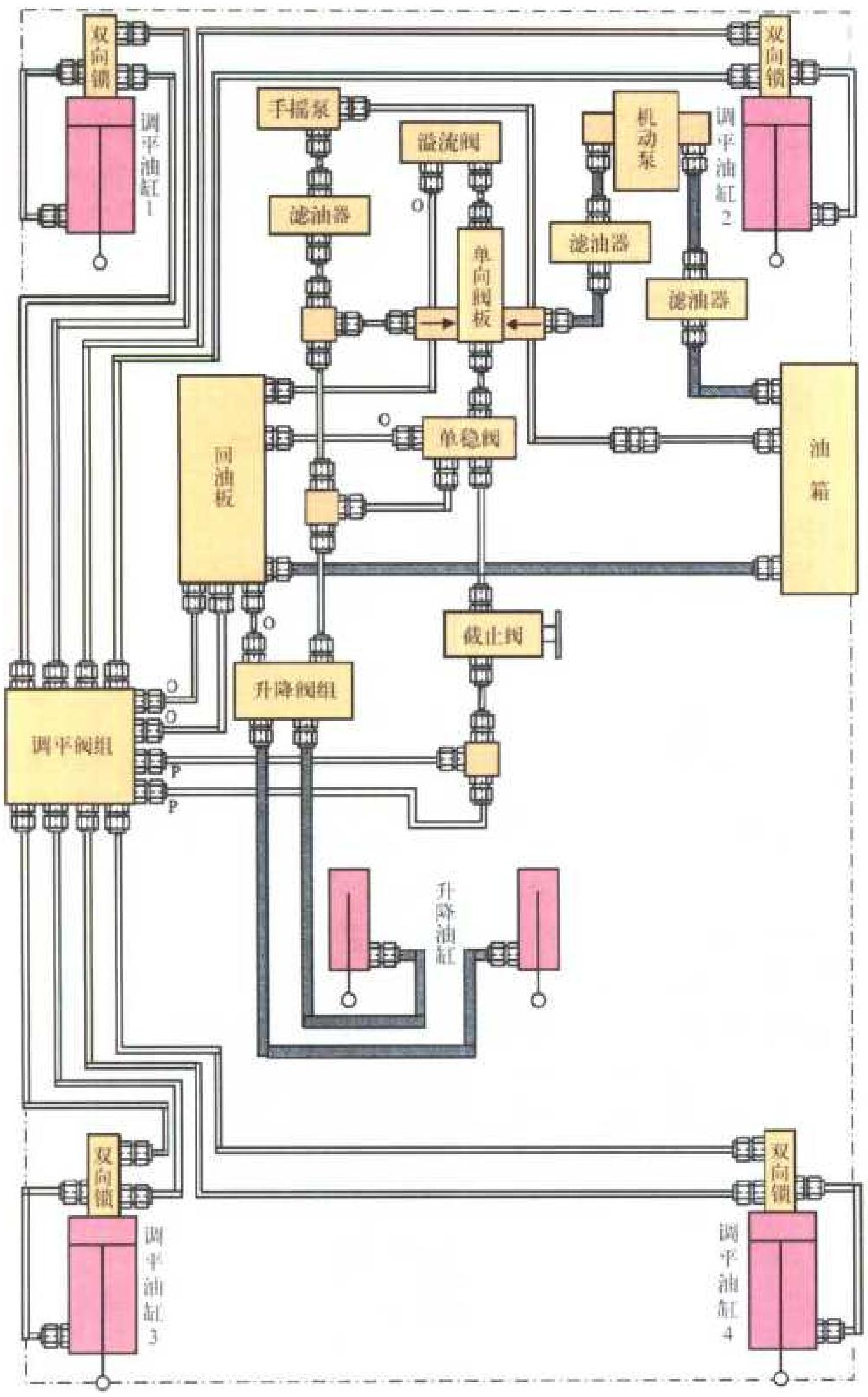
发射装置随动系统示意图

内。按被控对象可分为方位角随动系统和高低角随动系统；按信息类型可分为数字随动系统、模拟随动系统以及数字模拟混合随动系统；按执行机构可分为电气随动系统、液压随动系统以及气动随动系统；按机械结构可分为齿轮传动随动系统、蜗轮传动随动系统以及直接传动随动系统；按检测元件可分为自整角机随动系统、旋转变压器随动系统、多极旋转变压器随动系统、机械码盘随动系统、磁码盘随动系统以及光码盘随动系统等。

（撰写：韩九如　审订：曾智勇）

fashe zhuangzhi yeya xitong

发射装置液压系统　hydraulic system for launcher　用于满足发射装置性能指标、完成其运动功能的液压传动系统。发射装置液压系统的构成见接线示意图。发射装置液压系统主要用于实现发射装置（或发射平台）的自动调平、发射架（或发射箱）的起竖、发射装置（或发射平台）的跟踪瞄准或发射箱的开、关盖等功能。其中自动调平液压系统的主要任务是接受并执行由电气系统发出的指令，完成对发射装置（或发射平台）的调平运动及其位置锁定，使之达到调平精度要求。另外，系统中的4个调平油缸还能在导弹发射时起支撑车体的作用。自动调平液压系统主要应用于各类机动



发射装置液压系统接线示意图

式导弹发射车的发射装置。起竖液压系统的主要任务是把发射装置（或发射箱）起竖（或下降）到某一规定的角度并可靠地锁定。该系统实际上是一种由液压驱动的发射装置（或发射箱）俯仰机构，主要应用于定角度发射的各类导弹发射装置。跟踪瞄准液压系统的主要任务是接受由指挥系统发出的指令，通过液压随动系统使发射装置（或发射平台）对目标执行全方位的快速、自动跟踪瞄准，主要应用于防空导弹和海防导弹的发射装置。发射箱开、关盖液压系统的主要任务是在导弹发射时，在发射箱快速开盖过程中对箱盖实施有效的缓冲和安全可靠的锁定。另外，该系统还能够保证在规定的时间内将箱盖迅速关闭。

（撰写：陈忠发　审订：曾智勇）

fashe zhunbei shijian

发射准备时间　time of launch preparation　又称战斗准备时间。指武器系统从待命状态转入作战状态所需的时间。对于防空导弹而言，发射准备时间包括启动电源、制导站、发射装置以及导弹的接电、加温、自检和装定各项作战参数的时间。新型防空导弹的作战准备时间一般为几分钟。发射准备时间主要取决于电源和加电、加热时间，因此，发电机的启动往往是发射准备的关键问题。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

fandaodan daodan

反导弹导弹　antimissile missile　用于攻击飞行中的导弹（一般指弹道导弹）或弹头的防空导弹。反导弹导弹同反导弹系统或防空导弹武器系统中其他设备一起完成拦击空中导弹的作战任务。早期研制的专用反弹道导弹有“斯帕坦”高空拦截导弹和“斯普林特”低空拦截导弹。目前的反导弹导弹通常分为战略和战术反导弹导弹。美国“国家导弹防御”系统采用的导弹能拦截洲际弹道导弹，属战略反导弹导弹；而美国“战区导弹防御”系统采用的“爱国者”和俄罗斯的S-300V只有拦截战术弹道导弹的能力，属战术反导弹导弹。



美国在夸贾林岛试验反导弹导弹

（撰写：林玉琛　审订：张志鸿）

fandao fanwei gaogonglü weibo wuqi

反导反卫高功率微波武器　high power microwave weapon for anti-missile and anti-satellite　利用天线发射高功率微波定向波束对敌方的目标进行杀伤的武器。它是定向能武器的一种。高功率微波是指波长范围从30 cm～1 mm（频率范围1～300 GHz）及功率超过1 GW的微波辐射。高功率微波武器的组成部分有脉冲功率设备、高功率微波源、天线、电源和跟踪、瞄准、控制系统。高功率微波源是高功率微波武器的核心部分。美国和前苏联从20世纪70年代开始研制高功率微波武器，最初的目的是想把它用于反弹道导弹和反卫星。前苏联军方有过采用陆基高功率微波武器反卫星的计划，还研制过用于防空的高功率微波武器。目前，俄罗斯打算把高功率微波武器用于防空。美国计划把它用于飞机和舰艇反导自卫以及压制敌方防空系统。要发展能够实用的反导反卫高功率微波武器，还需要大大提高发射功率，并解决其他相关问题。

（撰写人：王子滨　审订：王毓兰）

fandao fanwei lizishu wuqi

反导反卫粒子束武器　particle beam weapon for anti-missile and anti-satellite　利用定向发射电子、质子、中子等高能粒子束对敌方的导弹或卫星目标进行杀伤的武器。它是定向能武器的一种。美国和前苏联从20世纪50年代就开始研究粒子束武器，都打算将其用于反导和反卫。粒子束武器包括粒子产生器和粒子加速器以及目标探测、射束控制、射击控制和电源等系统。粒子束武器的核心部分是粒子加速器。粒子束武器分为带电粒子束武器和中性粒子束武器两种类型。要把粒

子束武器用于反导反卫还需要解决许多技术上的难题。例如，在空间环境下带电粒子束不适用，原因是带电粒子之间互斥使带电粒子束迅速分散，并且带电粒子束在穿过变化的地球磁场时会不断地扭曲。中性粒子束虽适用于空间，但是既不容易产生也不容易聚焦或控制，而且中性粒子束穿过大气层时产生的二次辐射会造成不希望有的破坏性。目前粒子束武器发展缓慢。（撰写：王子滨　审订：王毓兰）

fanfanfushe daodan xitong

反反辐射导弹系统　anti-antiradiation missile system　专门用于防御反辐射导弹对地面辐射源的破坏的系统。反反辐射导弹系统应该包括积极拦截和消极干扰与诱偏两部分。目前积极拦截主要是采用点防御的防空武器，尚无专门的反反辐射导弹；而消极防御是反反辐射导弹系统的主要装备。消极防御主要是电子干扰和诱偏系统。诱偏系统是在需要防御的辐射源附近设置几个与要保护的辐射源相似的辐射源，使反辐射导弹飞向辐射源的中心区，或直接飞向价格低廉的诱偏辐射源，从而达到保护作战设备的目的。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

fanfanjian daodan xitong

反反舰导弹系统　anti-antiship missile system　舰艇或舰队防御反舰导弹攻击的系统。舰队防空的主要任务是防御空袭飞机和反舰导弹。反舰导弹由于采用掠海突防，目标小、机动性高，因而成为最难对付的目标，应有专门系统对付它。反反舰导弹系统一般分两个拦截层次。第一层即通用的舰队防空系统，既能反飞机又能反反舰导弹；第二层称为末段防御，即在离舰数百米到数千米处，务求摧毁来袭目标。防空与反反舰导弹应为一个整体，但末段拦截为专门设置，目前有采用火力墙的火炮系统和专门设计的近程末段拦截导弹系统两类。随着反舰导弹性能的不断提高，火力墙作用显得不足，近程末段拦截导弹变得越来越重要。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

fangailü jieshouji

反概率接收机　inverse probability receiver　建立在反概率准则基础上对目标进行检测的接收机。反概率准则是建立在概率论中贝叶斯法则的基础上，要求事先知道信号加噪声本身出现的概率（从实践中统计得到），再根据信号包络中幅度的大小，判断目标出现或不出现的概率。后者在概率论中称作“反概率”。反概率准则在雷达技术中的实现有一定的局限，因为往往事先不能知道在各种条件下信号加噪声本身出现的概率。（撰写：梁棠文　王毓兰　审订：陈训达）

fanjian daodan

反舰导弹　anti-ship missile　用于攻击水面舰船的导弹。按发射平台的位置和种类可分为舰舰、潜舰、空舰和岸舰导弹四类；按射程分为近程、中程和远程反舰导弹；按速度已使用的有亚声速（$Ma<1$）、超声速（多为$Ma=1.5\sim3$）两种，正在研究高超声速（$Ma\geqslant5$）反舰导弹。作为一种在大气层内飞行的有翼导弹，其弹体气动外形多选“-”字面对称或“×”形轴对称型，弹翼多为折叠式；动力系统多用火箭发动机或涡轮、冲压等吸气式发动机；制导系统多用自主加自寻的式复合方案，末制导常用雷达、红外和电视；战斗部以半穿甲和聚能穿甲为主，引信多用延时触发引信；为实现超低空掠海飞行，高度控



图 1　中国C601空舰导弹



图 2　法国“飞鱼”舰舰导弹发射

制多用雷达或无线电高度表。现代反舰导弹多按一弹多型的多用途发展原则，通过通用化、系列化、模块化设计，形成一个可从多种平台发射，具有多种平飞弹道，适于打击多种目标的导弹系列。反舰导弹已在多次海战中取得过不俗战果，是现代化海战中打击水面舰船及其编队的主战武器。

（撰写：毕士冠　审订：黄瑞松）

fanjian daodan C³I xitong

反舰导弹 C^3I 系统　anti-ship missile C^3I system　以导弹为作战兵器，以敌大、中、小型水面舰艇为作战对象的 C^3I 系统。按载体平台划分，可分为机载、舰载和陆基三种类型。陆基型又可分为固定式和移动式。由于攻击对象比较单一，装载平台多样，它具有一定的特殊性。其基本功能是对水面目标的探测与跟踪、信息处理、目标威胁估计、战术显示、辅助决策、导弹检查、射击诸元解算和装定、发射控制等。它是作战指挥自动化的综合电子信息系统。目前正在应用的系统一般为综合的烟囱式系统结构，由于与其他的系统没有横向连接，造成资源浪费和生命力不强等缺点。反舰导弹 C^3I 系统正在向空地（水面）一体化、多种武器系统的综合化、体系结构的完全分布式以及系统之间的开放式方向发展。主要的关键技术是多传感器数据融合及远程目标的探测和指示技术。

（撰写：王振安　审订：李永和）

fanjian daodan fenbushi ceshi fakong xitong

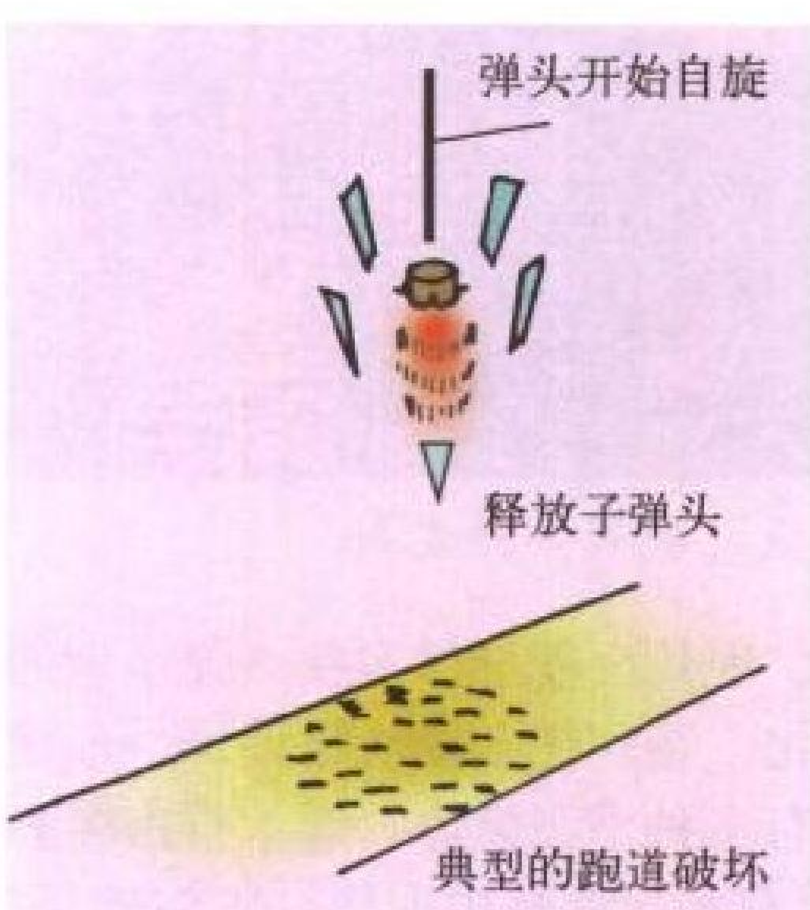
反舰导弹分布式测试发控系统　distributed test and launch

control system of anti-ship missile 运用数据总线和先进的数字通信技术，把分散在载体上的反舰导弹测试发控系统各站位所用的计算机有机地结合起来，以实现资源共享、分散处理的系统。这种系统的布局是分布式的，即资源分布、功能分布和控制分布。其体系结构又分为局部分布式和完全分布式两种。局部分布式系统是指地点和功能分布系统，其计算机有主次之分，特点是计算机任务是固定的，当一台计算机出故障时，其任务不能被其他计算机所代替，所以可靠性和生命力较低。而新型完全分布式体系结构则地点、功能、控制都是分布的。它通过网络技术，将各节点的计算机连成一个整体，一个节点计算机损坏时不会破坏整个系统的完整性，所以具有较强的生存能力，且软件简单，研制周期短，成本低。

（撰写：王振安　审订：李永和）

fanpaodao zidantou

反跑道子弹头 anti-runway submunition 破坏混凝土、钢筋水泥和硬土层等多层结构路面的子弹头。反跑道子弹头用于毁坏军用机场的起落主跑道和通往重要军事设备及指挥中心的高标号水泥、岩石公路路面等。破坏的预定效果是路面有坑、大裂纹和隆起，从而使飞机无法起飞和降落。目前，从飞机或导弹上抛撒出来的反跑道子弹头有动能型、二级串联装药型和带助推器等类型。这种子弹头大都有延时爆炸的功能(最长延时可达24 h)，以延长敌方的修复时间。反跑道子弹头的作战效果取决于子弹头的威力、数量、精度和抛撒半径以及跑道的坚固程度等。



反跑道子弹头攻击跑道示意图

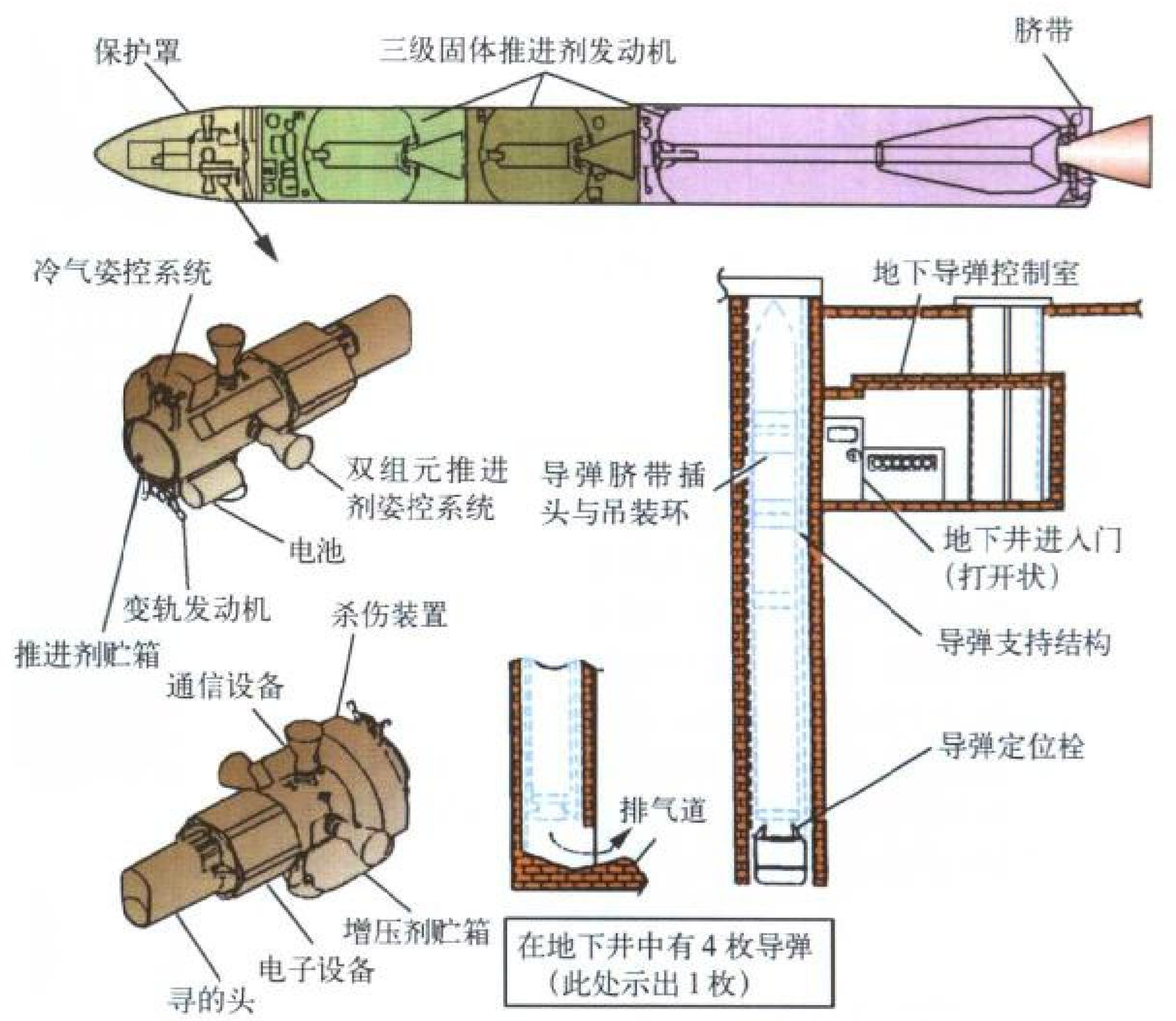
（撰写：于德滨　审订：薛成位）

fantui fadongji

反推发动机 reverse thrust engine 推力方向和主发动机(正推发动机)推力方向相反的小火箭发动机。它用于导弹/运载器末级与弹头/有效载荷的分离，避免分离后二者相碰，提高分离的可靠性。反推发动机通常采用小推力固体火箭发动机。它的结构简单，工作可靠。当导弹末级装有末速修正、姿态控制用的辅助动力系统时，反推发动机可使用液体推进剂。按推进剂类型，液体反推发动机有单组元肼分解发动机和双组元发动机之分。（撰写：金贵全　审订：朱森元）

fanweixing daodan

反卫星导弹 anti-satellite missile 攻击地球轨道上的卫星，使其丧失功能的导弹。反卫星导弹是反卫星武器系统的一部分。按武器系统构成的不同，反卫星导弹可以由地面、空中飞行平台或空间飞行平台发射。美国计划研制的陆基反卫星武器系统由导弹、导弹发射装置和武器控制系统构成。其反卫星导弹(见图)由杀伤飞行器及其保护罩和三级助推器组成。



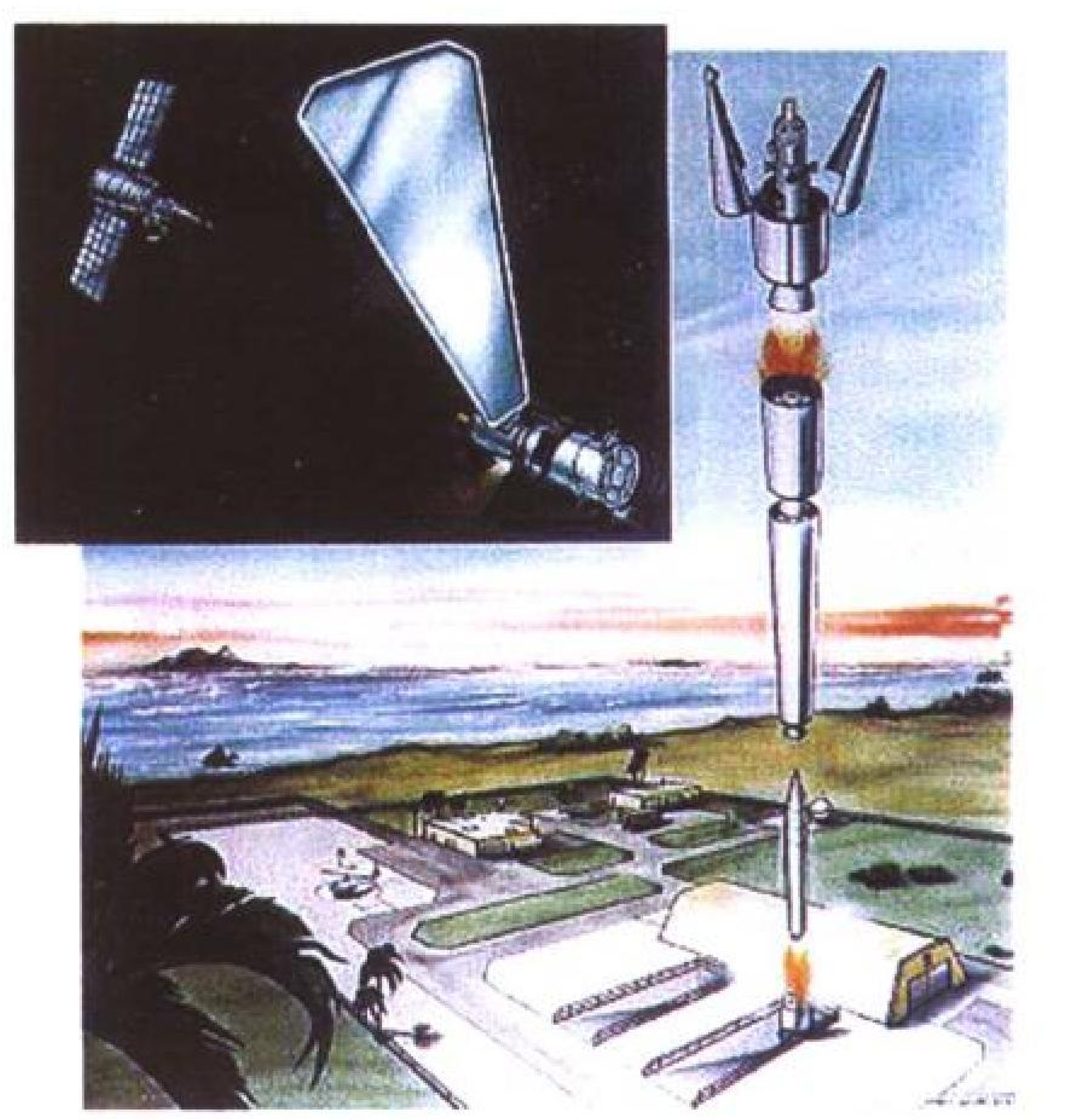
美国陆基反卫星导弹及其发射装置

杀伤飞行器包括光学寻的导引头、推进系统、制导和控制系统、通信设备和杀伤装置等。作战时助推器把杀伤飞行器以足够的速度送入拦截轨道，使其能够摧毁指定的目标卫星。前苏联曾计划研究一种从飞行高度达30 km的飞机上发射的小型反卫星导弹和一种从截击飞船上发射的小型反卫星导弹。美国也曾试验过从F-15战斗机上发射反卫星导弹。

（撰写：林玉琛　审订：张志鸿）

fanweixing dongneng wuqi

反卫星动能武器 anti-satellite kinetic energy weapon 依靠动能杀伤卫星的拦截武器。它用红外或可见光导引头捕获和追踪空间目标，由惯性测量装置和计算处理器控制拦截器工作。拦截器利用由多台发动机组成的直接推力控制系统来控


图1 美国的反卫星动能武器设想图

制轨道与姿态。在碰撞目标之前，为扩展直接碰撞杀伤的范围，美国陆军的地基拦截器展开一个像帆板的装置拍击目标卫星，使卫星失效。反卫星动能武器可分为空基、地基和天基3种。反卫星动能武器的优点是：作为一种非核的反卫星武器，在技术上较为可行，在作战使用上不受气象条件的限制；可实现轻小型化，适合部署在地基和天基的各种平台上，容易机动部署；杀伤力强，杀伤效果容易判定。它的缺点是：只能一次性使用；硬杀伤卫星目标只适于在高强度冲突中使用；地基和空基型只适合反低轨道卫星。

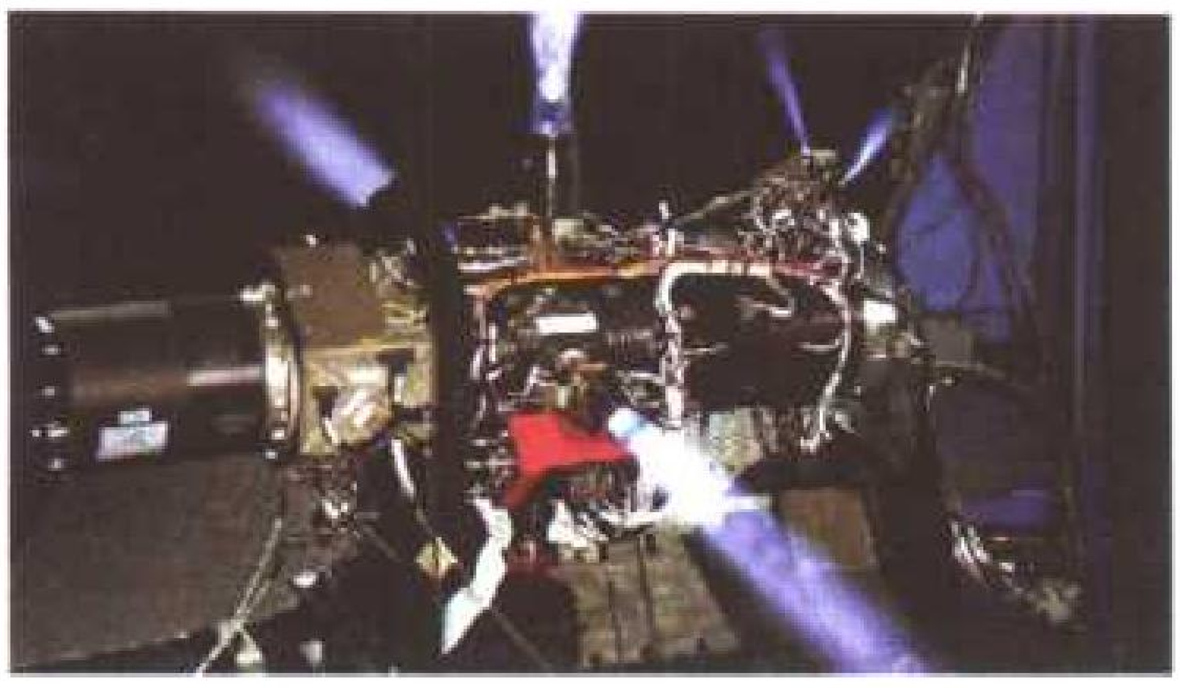


图2 美国的反卫星动能武器样机

（撰写：何立萍　审订：王毓兰）

fanweixing jishu

反卫星技术　anti-satellite technology　从地面、空中或外层空间攻击敌方卫星的军事技术。它包括反卫星导弹、反卫星激光武器、粒子束武器以及反卫星卫星（截击卫星）等技术。反卫星导弹可以从地面发射，也可以从空基平台上发射。20世纪60年代初至70年代中期，前苏联和美国就开始研制反卫星武器。1978年美国空军开始研制由F-15战斗机发射的小型反卫星截击器。它是一种三级固体导弹，采用红外寻的装置和非核弹头，可以攻击轨道高度在1000 km以下的卫星。前苏联在20世纪80年代初研制和部署了反卫星卫星。反卫星卫星与地面对空间目标的测控观测网及地面发射—监控系统组成了反卫星武器系统。它在接到命令后，将反卫星卫星发射到预定轨道上。反卫星卫星具有许多功能，如根据目标卫星（指被攻击的卫星）的轨道，捕获、跟踪目标卫星，作变轨机动去接近目标卫星，对其实施攻击，用非核弹头或直接碰撞方式将其摧毁。反卫星卫星也可以对卫星进行电子干扰，如用强信号使敌方接收机过载，或用欺骗信号蒙骗卫星，以达到干扰卫星的目的。反卫星激光武器和粒子束武器可利用其所发射的高能量达到摧毁敌方卫星的目的。美国和前苏联从20世纪80年代初就投入大量资金进行这两种武器的研究工作，20年来从未间断，并且取得重要研究成果。

（撰写：李文义　吴开林　审订：葛之江　刘品雄）

fanweixing wuqi

反卫星武器　anti-satellite weapon　用于摧毁在轨卫星或使之失去工作能力的武器。反卫星武器与空间监视系统和指挥、控制与通信系统一起组成反卫星武器系统。依照杀伤机理的不同，反卫星武器可分为核武器、动能武器和定向能武器；依照部署和发射方式的不同，可分为地基反卫星武器（从地面发射）、机载反卫星武器（由飞机携带在空中发射）和天基反卫星武器（部署在空间平台上）；依照拦截方式的不同，可分为直接上升式反卫星武器和共轨式反卫星武器。核反卫星武器的优点是杀伤距离大，不需要高的制导精度；近距离核爆炸，卫星难以加固。缺点是只能在核冲突条件下使用；会无意中破坏友好国家和中立国家的卫星；外空条约禁止在空间部署这种武器。破片杀伤与动能杀伤反卫星武器的优点是它属于一种非核的反卫星武器，在技术上较为成熟，在作战使用上不受气象条件的限制；可实现轻小型化，适合部署在地基、空基和天基的各种平台上，容易机动部署；杀伤力强、杀伤效果容易判定。缺点是只能一次性使用；硬杀伤目标卫星只适于在高强度冲突中使用；地基和空基型只适合反低轨道卫星。定向能反卫星武器的优点是能够软杀伤目标，适合在低强度冲突中使用；适合反低轨道卫星和反高轨道卫星；拦截速度快，能重复射击。缺点是地基定向能武器在使用时受气象条件的限制大，杀伤效果不容易判断。对于由多个卫星组成的星座，天基反卫星系统能发挥较好的作用。将多种反卫星手段结合起来，形成由动能武器、定向能系统和电子战能力组成的反卫星体系，将是未来的发展方向。

（撰写：何立萍　审订：王毓兰）

fanxunhang daodan C³I xitong

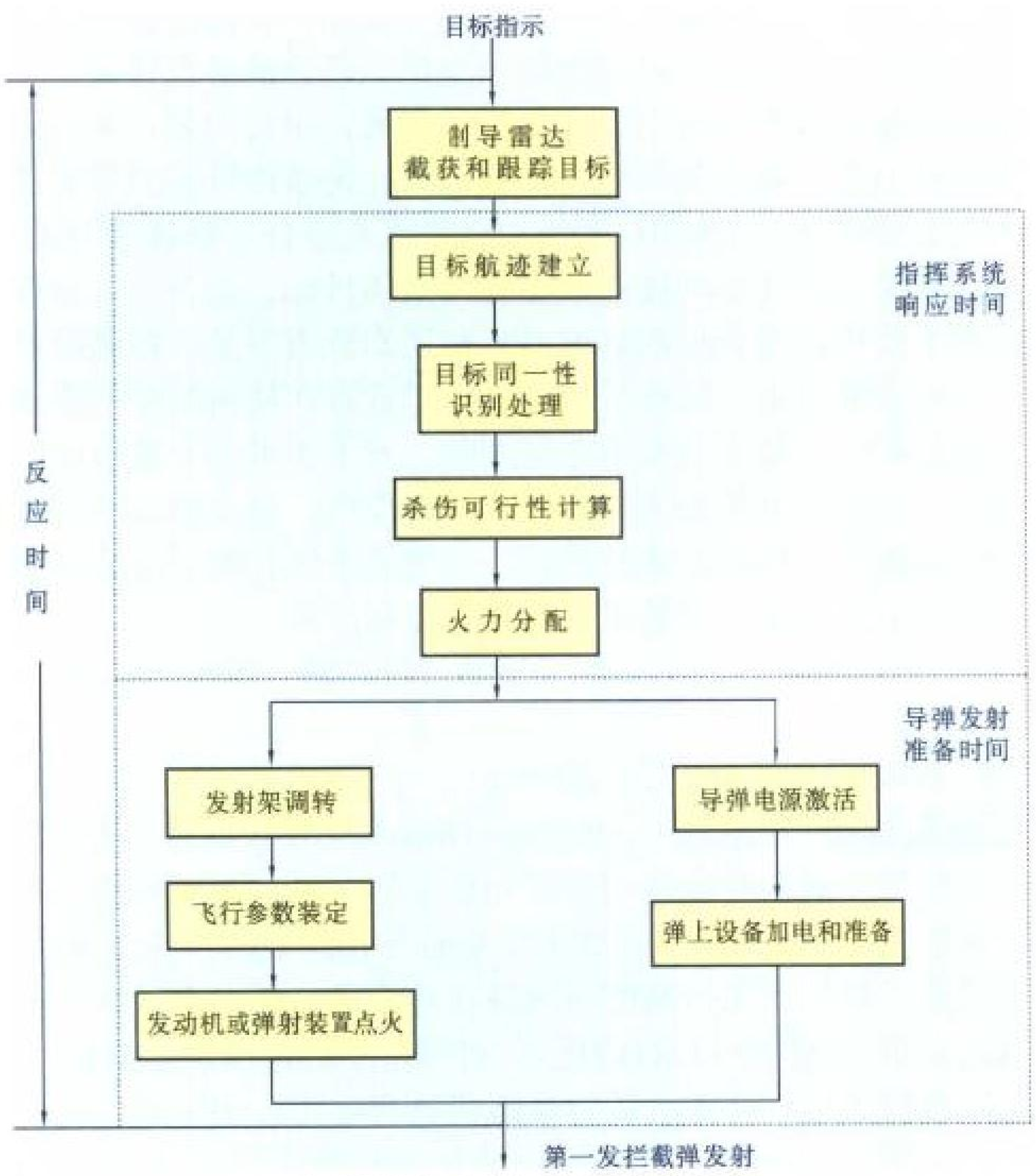
反巡航导弹C³I系统　anti-cruise missile C³I system　为提高反巡航导弹武器作战使用效能而建立的探测与跟踪网络、通信网络及指挥控制设施的总称。巡航导弹作战的特点是：超低空突防，其陆上飞行高度可保持在几十米，海上飞行高度可低达几米；规避飞行与航迹规划，可绕过危险区域攻击目标；采用隐身技术后，其雷达散射截面积只有0.001～0.1 m²，使雷达难于探测；常采用多目标饱和攻击；采用高速突防。有效的巡航导弹防御系统必须尽早发现目标，进行快速拦截，同时能提供较多的目标通道，并进行多次拦截，以对付多目标密集攻击。拦截巡航导弹的基本前提是及时发现巡航导弹的攻击。为尽早发现巡航导弹攻击，一般采用两条基本的途径：一是探测器升空，如采用浮空器或预警机作为雷达平台，控制地基防空导弹实现超视距巡航导弹拦截，或采用预警机发现低空飞行的巡航导弹，引导歼击航空兵捕获目标，发射空空导弹拦击目标；二是探测雷达组网，为地基防空武器实施拦截提供足够的预警并实现超视距拦截。实现有效的巡航导弹防御的基本途径是组织多种防空武器和集中尽可能多的目标火力通道进行拦截。因此，反巡航导弹C³I系统的基本任务之一是制定反巡航导弹防御作战计划，针对特定的巡航导弹攻击模式，计算雷达和武器的部署，从而寻求提高防御部署的利用率和效费比的方案；反巡航导弹C³I系统的基本任务之二是向拦截武器指示和分配目标、分配火力，协调火力重叠区的行动，组织多次拦截。对反巡航导弹C³I系统的基本要求是：快速，准确，容量大，精度高，形成网络，组织空地协同拦截。

（撰写：陈瑞源　审订：徐品高）

fanying shijian

反应时间　reaction time　又称响应时间。防御系统火力单元从收到目标指示、发现或捕获目标到发射第一发拦截弹的时间间隔。反导防御系统的反应时间与精密跟踪雷达响应时间、火力单元指挥控制系统的响应时间及导弹发射准备时间等有关。精密跟踪雷达响应时间包括从截获到稳定跟踪目标所需时间。火力单元指挥控制系统的响应时间包括对获得的目标指示信息和精密跟踪的目标信息进行同一性识别处理，目标航迹的建立，杀伤可能性的计算和向发射装置进行火力分配等消耗的时间。导弹发射准备时间包括发射架调转（倾斜发射时需要，垂直发射则省去此过程），弹上电源激活，弹上设备

加电和准备，导弹飞行参数装定，发动机点火或弹射装置点火等时间。这些时间过程有的是并联进行，也有的是串联进行，如图中给出的例子所示。



反导防御系统反应时间组成

（撰写：张志鸿　审订：林玉琛）

fanzhanlüe daodan C³I xitong

反战略导弹C³I系统　anti-strategic ballistic missile C³I system　用于反战略导弹作战计划、火力协同和作战指挥控制的自动化系统。通常指为反战略弹道导弹而建立的指挥、控制、通信和情报（C³I）系统。反战略导弹C³I系统通常也称为战略导弹防御作战管理与指挥、控制、通信和情报（BM/C³I）系统，其主要用途是为制定导弹防御计划、选择和确定反战略导弹的任务和行动方案、执行作战管理提供必要的技术手段。反战略导弹C³I系统的功能是：获取预警监视卫星和地基预警雷达的战略导弹攻击预警信息，发布攻击警报，确定来袭战略导弹的发射点，预测弹道和落点，提供攻击态势和威胁显示以及武器控制数据，支持战略弹道导弹防御的指挥控制决策，获取弹道导弹弹头的跟踪、识别信息，向拦截武器系统指定目标，提供与飞行中拦截导弹的通信，进行杀伤效果评估。典型的反战略导弹C³I系统是美国正在研制中的“国家导弹防御”系统所用的C³I系统。该系统的主要组成部分包括：2个拦截弹基地，每个基地配备有100个发射井，作战管理指挥控制系统与地基拦截弹在同一个基地；5个改进的预警雷达基地；1个X波段雷达阵地，14个飞行中拦截弹通信系统数据终端阵地；“国防支援计划”/“天基红外系统”卫星。系统主要预警信息来自改进的预警雷达以及天基探测系统（“国防支援计划”卫星及“天基红外系统”卫星）。来袭导弹的跟踪、识别信息和杀伤评估信息来自地基X波段雷达。BM/C³I系统在战前的任务是制定防御计划和拦截方案，在战时处理和融合目标数据，计算发射诸元，确定发射窗口和发射时机，控制发射地基拦截弹，对飞行中的拦截弹进行弹道修正。

（撰写：陈瑞源　审订：徐品高）

fanzhanshu daodan C³I xitong

反战术导弹C³I系统　anti-tactical ballistic missile C³I system　用于反战术导弹的作战计划、火力协同和作战指挥控制的自动化系统。通常也称为战区导弹防御作战管理和指挥、控制、通信、情报（TMD BM/C³I）系统。战区反导TMD BM/C³I系统的完整体系由预警系统（预警卫星、预警雷达、预警信息传输系统等）、战区级反导BM/C³I系统（含反导指挥中心、准实时数据通信网络）、作战单元级BM/C³I系统（高层拦截和低层拦截作战单元指挥中心、实时地域数据通信网）、火力单元级BM/C³I系统（高层拦截和低层拦截的火力单元指挥控制中心、强实时数据通信网）等几大部分组成。战区级反导BM/C³I系统负责制定战区反导的作战计划，确定弹道导弹攻击的危险扇区，选择防空武器的配置，计算雷达阵地的部署，评估武器系统的保卫面积，对防御作战进行优化，提出具体的拦截指导规则，及时获取导弹攻击报警，使武器系统进入要求的战斗准备状态，对天基、空基、地基和海基的各种传感器的数据进行融合，形成弹道导弹当前的实时位置数据和弹道预测，确定目标的类型和识别特征，确定其威胁程度，确定攻击的对象和威胁区域。作战单元级BM/C³I系统重点是解决在多枚弹道导弹攻击条件下信息的综合及目标的分配和指示，计算拦截窗口、拦截点和截击时间等，进行高层拦截和低层拦截作战协调，并对拦截问题进行优化。火力单元级BM/C³I系统则是在上级的指挥控制下执行作战拦截控制，将火力单元内部的制导火控相控阵雷达和发射装置等组成完整的功能系统，处理目标跟踪数据，进行目标和诱饵识别，根据综合的拦截窗口计算，按预定的优化准则进行目标武器配对，并根据各种复杂的因素确定最后的杀伤时机。

（撰写：陈瑞源　审订：徐品高）

fanzuoyong kongzhi xitong

反作用控制系统　reaction control system (RCS)　利用推力器产生的反作用力或力矩对卫星等飞行器进行轨道控制和姿态控制的系统。它是为航天器等飞行器的速度和姿态改变提供动力的推进系统，主要用于航天器姿态控制与轨道修正、飞船交会对接时的速度和姿态控制、运载火箭上面级在滑行段进行的姿态控制、卫星定向定位以及弹头再入姿控及方向控制等。一般采用由多个小推力室组成的化学火箭发动机系统，可分为以下两类：(1) 冷气射流姿控发动机。它用压缩气体（一般用氮）作推力室工质，通常由充气开关、高压气瓶、电爆阀、减压器、电磁阀和推力室组成。(2) 热燃气射流姿控发动机。它用推力室产生的热燃气作推进工质，又可分为两种：①单组元推进剂催化分解姿控发动机。推进剂一般用无水肼，系统由有橡皮囊的推进剂贮箱、加注泄出阀、充气开关、高压气瓶、电爆阀、减压器、电磁阀和推力室组成。②双组元姿控发动机。用双组元推进剂燃烧产物作推力室工质，系统组成与单组元姿控发动机相类似。反作用控制系统的特点是推力室推力小、能多次启动、脉冲式工作和响应快。

（撰写：黄廷年　审订：刘宝镛）

fanhuiduan cekong

返回段测控　return phase tracking, telemetry and command　在返回段对返回式航天器进行跟踪测量、监视和控制的过程。返回段是指返回式航天器从开始返回点至着陆点的飞行段。返回段测控的内容主要包括：对返回式航天器进行返回控制、遥测信息的接收、返回轨道的测量以及对返回式航天器再入

点和着陆点的预报。返回段测控的重点是航天器的返回控制和落点预报。返回段测控的难点是对再入黑障区的测量和升力控制下的落点预报。在返回段测控任务中一般应确保制动点和返回式航天器各舱段的分离点等特征点的测控。

（撰写：卢立常　审订：刘志逵）

fanhui fangshi

返回方式 return mode 使返回器从太空轨道返回地面并安全着陆的方式。按返回器种类区分，返回方式共分3种：(1) 弹道式返回；(2) 半弹道式返回；(3) 升力式返回。3种方式的技术特点见附表，表中M为返回器质量，C_DA为返回器的阻力面积，L/D为升阻比。

返回器返回方式

分类 参数	弹道式返回	半弹道式返回	升力式返回	
返回器	弹道式返回器 M/C_DA=250～500 kg/m^2	半弹道式返回器 M/C_DA=250～500 kg/m^2	不带翼面的升力体 M/C_DA=250～350 kg/m^2	带翼面的升力体 M/C_DA=100～200 kg/m^2
再入方式	弹道再入 L/D=0，或对升力不加控制	半弹道再入 $L/D \leqslant 0.5$	升力再入 L/D=0.7～1.2	升力再入 L/D=1.3～3.0
返回轨道	弹道式轨道	一次再入式或跳跃式轨道	滑翔式或跳跃式轨道	
返回控制	离轨控制，是否进行再入姿态控制视姿态动稳定性情况决定	离轨控制，再入后通过滚动控制升力方向，补偿再入条件偏差	离轨控制，再入后通过俯仰和滚动控制升力大小和方向	离轨控制，再入后通过俯仰和滚动控制升力大小和方向，最后作气动控制
再入防热	烧蚀防热(单次使用)	烧蚀防热(单次使用)	烧蚀防热 辐射防热	辐射防热(多次使用)
着陆方式	乘降落伞垂直着陆	乘降落伞垂直着陆	乘降落伞垂直着陆或由起落架水平着陆	由起落架水平着陆

（撰写：林 斌　审订：李大耀）

fanhui guidao

返回轨道 return trajectory 返回器返回地球并降落到地球表面过程中其质心的运动轨迹。返回轨道分4个阶段：(1) 离轨段，在制动火箭的推力作用下，返回器开始离开原来的轨道。(2) 过渡段，返回器进入大气层以前的被动段。在这一阶段，一般要经过多次轨道修正，以便准确、准时进入再入走廊。(3) 再入段，返回器从进入大气层到距地面10～20 km处。这一阶段是返回轨道的重点，返回器要经受高温和较大过载的考验。(4) 着陆段，利用降落伞和其他着落装置使返回器安全降落在地球表面上。返回轨道设计是返回式航天器总体设计的一部分，它与防热设计、返回系统设计、构型设计及控制系统设计都有密切的关系。

在返回轨道的再入段，返回器再入可分为弹道式再入、滑翔式再入、跳跃式再入和椭圆轨道衰减式再入4种。前3种称为直接再入。(1) 弹道式再入：航天器进入大气层后不控制升力，沿着单调下降路线返回地面。这种再入技术简单，容易实现，但是空气动力引起的过载较大，落点的精度也比较差。(2) 滑翔式再入：返回器是一个滑翔体，利用其在大气层中运动时产生的升力，控制其下降的速度，因而承受的过载大大减小。降落时航向和侧向都可作适当的机动，以提高落点的精度。与弹道式再入相比，再入走廊比较宽，但是升力的控制技术比较复杂，难度较大。(3) 跳跃式再入：航天器进入大气层后依靠升力再次冲出大气层，降低速度后再次进入大气层，也可多次进出大气层来减速。对于以接近第二宇宙速度进入大气层的返回器，用这种方法可减小过载，调整落点。(4) 椭圆轨道衰减式再入：利用大气阻力使轨道逐步衰减，使返回器最后返回地面。这种方法难以精确估算着陆时间和地点，周期性地穿过地球辐射带也会损害航天员的健康，一般仅作为备用的应急方案。

（撰写：李颐黎　审订：张云彤）

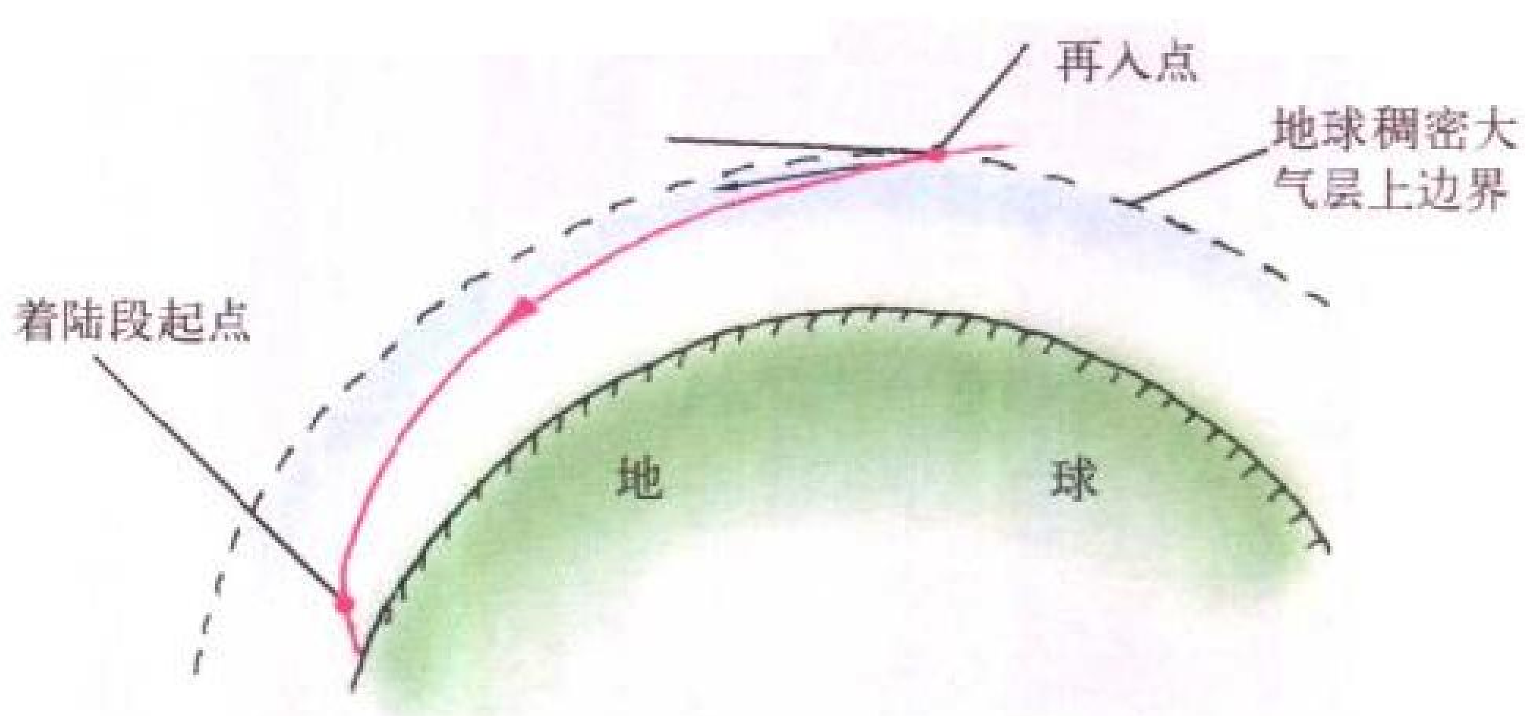
fanhuiqi

返回器 return vehicle 返回式航天器的返回部分。按再入地球稠密大气层飞行过程中气动特性的不同，返回器可分为3类：(1) 弹道式返回器，为再入飞行过程中所受到的空气动力只有阻力、没有升力或虽有升力、但升力的大小和方向均不加控制和利用的返回器；(2) 半弹道式返回器，又称弹道升力式返回器，为再入飞行过程中所受到的气动升力与气动阻力之比（简称升阻比）小于或等于0.5，但能通过滚动控制调整升力方向的返回器；(3) 升力式返回器，又称滑翔式返回器，为再入飞行过程中升阻比大于0.7并能控制升力大小和方向的返回器。升力式返回器有两种：一种为不带翼面的升力体，另一种为带翼面的升力体。在各类返回器中，弹道式、半弹道式和带翼面的升力式返回器均已得到实际应用。

（撰写：李惠康　审订：李大耀）

fanhuiqi zairu

返回器再入 return vehicle reentry 返回器在返回地面的飞行中，从开始再入地球稠密大气层起，至着陆段起点为止的过程。开始再入地球稠密大气层的高度，一般取海拔80～120 km。对于采用降落伞减速系统垂直着陆的返回器，着陆段起点是指降落伞减速系统开始工作的点（约海拔10～15 km）；对于能够产生足够升力机动下滑，在跑道上水平着陆的返回器，着陆段起点是指开始以气动控制实施机动飞行的点（约海拔25 km）。再入点是指返回器开始再入地球稠密大气层的点，返回器在再入点的速度称作再入速度，返回器质心在再入点的速度方向和当地水平面的夹角称为再入角。返回器在再入阶段将受到严重的气动力加热和过载的作用。为了减小再入过载和最大气动加热的热流率，需对再入角进行限制。



返回器再入过程示意图

（撰写：李颐黎　审订：李大耀）

fanhuiqi zhuolu huishou

返回器着陆回收 return vehicle landing and recovery 返回器经着陆段飞行，最后在地面安全着陆并予以回收的过程。按返回器类型的不同，返回器着陆方式有两种：一种为垂直着

陆，另一种为水平着陆。弹道式或半弹道式返回器采用能增大气动阻力的降落伞系统垂直着陆，其着陆段轨道为降落伞系统开始工作点到返回器着陆点之间的轨道。为使这两类返回器能以接近于零值的垂直速度实现无损着陆，可在它们乘降落伞着地前利用缓冲发动机对其作末制动。这两类返回器安全着陆后，即可由地面回收人员回收。升力式返回器利用本身升力平缓下降并在跑道上着陆、滑行直到停止，其着陆段轨道为返回器以气动控制为主进行机动飞行的起始点到返回器到达着陆点之间的轨道。使返回器在着陆段飞行过程中进一步减速，并在地面安全着陆的技术，称为返回器着陆回收技术，其实质就是使返回器相对于地球的机械能从着陆段开始时较大的量值减小到能安全着陆的量值。

（撰写：沈祖炜　审订：李大耀）

fanhuishi hangtianqi

返回式航天器　return-type spacecraft　在太空执行完任务后，其整体或其中的一部分需再入地球稠密大气层并在地面安全着陆的航天器。返回式卫星、载人飞船、航天飞机的轨道器以及采集月球或其他行星样品送回地球的深空探测器，都属于返回式航天器。其中，航天飞机的轨道器为整体返回，返回式卫星、载人飞船等仅其返回舱具有返回功能。

（撰写：李惠康　审订：李大耀）

fanhuishi weixing

返回式卫星　return-type satellite　在轨道上完成任务后有部分舱段再入地球稠密大气层并安全返回地面的卫星。卫星部分舱段安全返回地面，要经历离轨、过渡、再入和着陆4个阶段。这类卫星的共同特点是：它的全部或部分有效载荷必须安全返回地面，卫星的任务才算全面完成。返回式卫星返回的技术特点是：(1) 返回舱（回收舱）的防热结构能经受几千度的高温而不烧毁，同时也能使舱内温度达到有效载荷所允许的温度范围；(2) 卫星返回舱在高空利用大气阻力实施第一次高空减速后，返回舱在20多千米高度时基本达到平衡速度。该速度大于220 m/s，按此速度着陆有效载荷会全部损坏。因此必须在低空第二次减速，使着陆速度达到安全着陆速度，实现软着陆，使有效载荷完好无损。



中国返回式遥感卫星

（撰写：吴开林　审订：吴健生）

fanhui yuanli

返回原理　return principle　返回器实现返回所依据的最基本的规律。在地球引力作用球内，返回器在太空轨道上的运动主要由地球引力决定。改变返回器的运动速度可以使它脱离原来的运行轨道转入另一条轨道运行。若速度的变化使返回器转入一条飞向地面并能以一定的再入角再入地球稠密大气层的返回轨道，就有可能实现返回。因此，一般来讲，返回器是应用变轨原理迈出返航的第一步。返回器再入地球稠密大气层飞行过程中受到空气阻力 (D) 的作用。空气阻力的方向与返回器相对于大气的飞行速度（V，在假定大气相对地球静止的条件下即为返回器相对于地球的速度）的方向相反，其大小与地球大气密度 (ρ)、相对速度的平方 (V^2) 以及表示返回器形状特征的阻力面积（C_DA，即阻力系数 C_D 乘以特征面积 A）成正比，具体为

$$D=\frac{1}{2}\rho V^2C_DA$$

地球稠密大气层中的大气密度虽然不大，但如果返回器有足够大的阻力面积，气动阻力所产生的减速仍足以使其相对于地球的速度大大减小。至今，返回器都是利用地球稠密大气层这一天然条件，应用气动减速原理来实现在地面安全着陆。大气减速会使返回器内人员和设备受到制动过载的作用。保证制动过载不超过人体或设备所能耐受的限度，也是实现返回的必要条件。大气减速还会使返回器受到加热。当返回器以极高的速度穿过稠密大气层时，由于对前方空气的猛烈压缩并与之摩擦，返回器的速度急剧减小，它的一部分动能转变为周围空气的热能。这部分热能又以对流和辐射传热的方式部分地传给返回器，使它表面的温度急剧升高，形成气动加热。通过返回器气动外形设计、再入方式选择和返回轨道控制，可以对返回器在再入稠密大气层过程中的制动过载加以限制并对能量转换加以管理。再通过返回器防热结构设计，可使返回器在严酷的再入环境中保持一定的结构外形，并保护舱内乘员和设备不致受到过热的损害。

（撰写：李惠康　审订：李大耀）

fanhui zhidao he kongzhi

返回制导和控制　return guidance and control　为使返回器从太空安全返回地面而对其实施轨道控制和姿态控制的技术。制导系统采用惯性制导。制导方法有预测落点法和标准轨道法。返回制导和控制的基本任务是保证返回器脱离原来的运行轨道，进入过渡轨道，再入大气层，最终安全降落在预定的着陆区内。其主要内容有：(1) 脱离原运行轨道的控制；(2) 过渡段姿态控制；(3) 再入段轨道控制和姿态控制；(4) 着陆段控制。不同类型返回器的制导和控制是不完全相同的。

各类返回器离轨过程的控制，在原理和方法上都是相同的，即在确定的离轨点，在遥控或程控指令下，由姿控系统先进行姿态调整（称为返回调姿），调整到制动姿态，亦即返回器的返回姿态；在此状态下返回器与航天器其他部分分离，然后制动发动机点火工作，返回器离轨进入返回轨道过渡段。一般由三轴稳定姿态控制系统完成上述姿态调整和保持。对用自旋方法维持点火姿态的返回器，点火前须实施起旋控制，在脱离运行轨道之后，还要消旋。过渡段，也称大气层外自由飞行段，只进行姿态控制，其目的是保证返回器在再入点

有正确的再入姿态，而对轨道一般不加控制。再入段，弹道式返回器不进行轨道控制。半弹道式返回器以配平迎角飞行而产生升力，通过滚动控制改变升力方向，从而控制再入轨道，使返回器具有一定机动能力。升力式返回器(如美国航天飞机的轨道器)在再入开始段由反作用推进系统实现姿态控制，通过俯仰和滚动控制，改变升力的大小和方向;在下降过程中，当气动力舵面能够提供够用的控制力时，姿态控制由气动力控制和反作用喷气控制共同实施，最后完全由气动力控制，因此具有很强的机动能力。在离地面20 km左右，再入控制系统关闭，着陆段控制开始。弹道式返回器和半弹道式返回器由回收系统完成着陆段控制任务。升力式返回器(如航天飞机轨道器)使用自动着陆控制系统，姿控系统执行机构由气动力舵面承担，在地面导航系统引导下，返回器(轨道器)最后在机场跑道作水平着陆。对载人的返回器来说，航天员手动控制系统是返回控制的备份或主要控制手段。

（撰写：崔绍春　审订：李大耀）

fang'an jieduan

方案阶段　concept phase　型号研制工作的技术决策阶段。主要工作包括方案论证、方案设计(模样研制)和拟定各研制阶段大型试验项目及初步方案。方案论证的主要工作包括论证并优选总体方案;估算技术指标和协调各分系统指标要求;协调型号初步技术要求，选择确定技术方案;协调型号试验要求，规划大型地面试验和飞行试验初步方案;拟定可靠性设计准则;拟定标准化要求;给出关键技术的论证意见。方案设计的主要工作包括选择和确定主要方案;选择总体设计参数;进行参数计算和分配;提出对各分系统的初样设计要求;进行局部方案原理性试验和模型装配;进行模样产品设计;以分系统参数和模型为依据进行总体协调;设计和试制模样产品。

（撰写：杨丽萍　审订：朱维增）

fangwei miaozhunche

方位瞄准车　azimuth aiming vehicle　导弹公路机动发射主要车辆之一，用于为待射导弹实现方位瞄准。它可改善瞄准设备的使用环境，对提高瞄准精度及缩短发射准备时间有重要作用。车体一般选用厢式车和轿式车，由驾驶室、仪器舱和辅助间3部分组成。仪器舱中除了全套瞄准设备外，还有瞄准窗、电动升降工作台、空调机组及发电机组等辅助设备。瞄准窗有活动式和固定式两种，为满足防电磁脉冲的需要，现在一般采用固定式。电动升降工作台用以架设瞄准设备;工作台自动落地后可与车体脱离，确保人在车内走动时设备的稳定性。方位瞄准车自带发电机组和空调机组，在行军途中就可调温，使仪器舱始终保持在常温状态下。到达阵地后，该车就可以立即展开设备，并使其在良好的环境下工作。

（撰写：闫玉华　审订：王瑞铨）

fangfushe tuceng

防辐射涂层　antiradiation coating　能吸收或消散辐射能(遮蔽X射线、γ射线)，对人体或仪器、装备起防护作用的涂层。防辐射涂层的功能包括防原子能辐射、防电磁波辐射、防红外光及紫外光辐射、防粒子辐射等。防辐射涂层主要由聚合物和填料组成，其中填料的作用是主要的，它能吸收和消散辐射能量，聚合物则主要起粘接作用。防辐射涂层的性能与其所用填料、胶粘剂品种有关。由于金属原子吸收γ射线的能力随着原子量的增加而增加，一般选用钛、锌、铅、铬等原子量大的金属的化合物(主要是氧化物)作填料。聚合物结构中含有芳环，有利于抗辐射性，其中水性环氧树脂的使用逐渐增多。为了提高核反应堆装置所用涂料的耐久性和硬度等，现在多采用有机—无机复合材料。

（撰写：张廉正　审订：胡连成）

fanghuping

防护屏　protective shield　又称微流星防护罩。为了防止微流星及空间碎片对压力舱壳体的破坏作用而在压力舱壳体外面增设的一层保护罩。防护屏有展开式和固定式两种形式。固定式防护屏是在承压壳体外面增加一层保护壳，防护屏与舱的壳体之间保持几厘米至十几厘米的间隙。例如，国际空间站的微流星防护屏距离压力舱蒙皮为50.8 mm，间隙之间充填多层隔热材料，防护屏厚度为1.143 mm。固定式防护屏形式简单，入轨后无解锁和固定动作，易于实现。但它使舱体的外部尺寸明显增加，发射时运载火箭的整流罩尺寸也要相应增加。展开式防护屏由多块防护板组成，发射时使用锁紧机构使它们紧贴在壳体上，入轨后展开。这种结构形式在发射时使舱体外部尺寸增加不大，但结构比较复杂，并对舱外设备的安装和热控制造成一定的影响。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

fanghu tuceng

防护涂层　protective coating　能保护目标(包括人体和仪器设备)不受或少受外部因素的作用及伤害并能延长使用寿命的涂层。防护涂层除具有防止金属或非金属基材被环境条件腐蚀和破坏，延长使用寿命的基本功能外，往往还具有某种特殊功能，如“三防”(防湿热、防盐雾、防霉菌)涂层、防热涂层、防辐射涂层、屏蔽涂层、防静电涂层等。涂料固化形成的涂膜(涂层)把结构件表面遮盖起来，避免同空气、水分等各种腐蚀介质的接触，也挡住了阳光、紫外线等各种射线的破坏。涂层的这种防护作用一般有3个方面:(1)屏蔽作用，即涂膜使物体表面与外界环境隔离，阻止腐蚀介质的腐蚀破坏。涂膜的透气性越小，屏蔽作用就越大。(2)缓蚀作用，即涂膜内部的化学组分同金属表面反应而使之钝化，或形成钝化膜，阻止从外界渗透进来的腐蚀介质的侵蚀。(3)电化学作用，即利用涂料组分中的某些金属与底材金属的电位差，牺牲阴极(涂料中的某种金属)，从而起到保护作用。涂料中采用不同的树脂或填加不同的填料，都可赋予涂层以不同的功能，如采用酚醛树脂形成成碳型涂层，采用氟树脂则形成升华型涂层，填加导电物质可赋予其防静电功能，填加无机盐、升华型物质、难熔型无机氧(或碳)化物等可赋予涂层以耐烧蚀防热性能等。

（撰写：张廉正　审订：胡连成）

fangkong daodan

防空导弹　air defense missile　用于拦截空中来袭目标的导弹。它是防空导弹武器系统的一部分，与防空导弹武器系统其他设备一起完成防空作战任务。防空导弹包括地空导弹、舰空导弹和空空导弹等。防空导弹的制导体制可分为指令制导、驾束制导、被动寻的制导、半主动寻的制导、主动寻的制导和复合制导等;按制导所用信息源可分为雷达制导、光学制导、红外制导、激光制导等。有时也常把上述两种分类方式组合起来表述防空导弹的制导方式，如雷达指令制导，激光驾束制导，红外被动寻的制导等。防空导弹也可按导弹的作用距离或作战高度分类，如中高空远程、中低空近程、

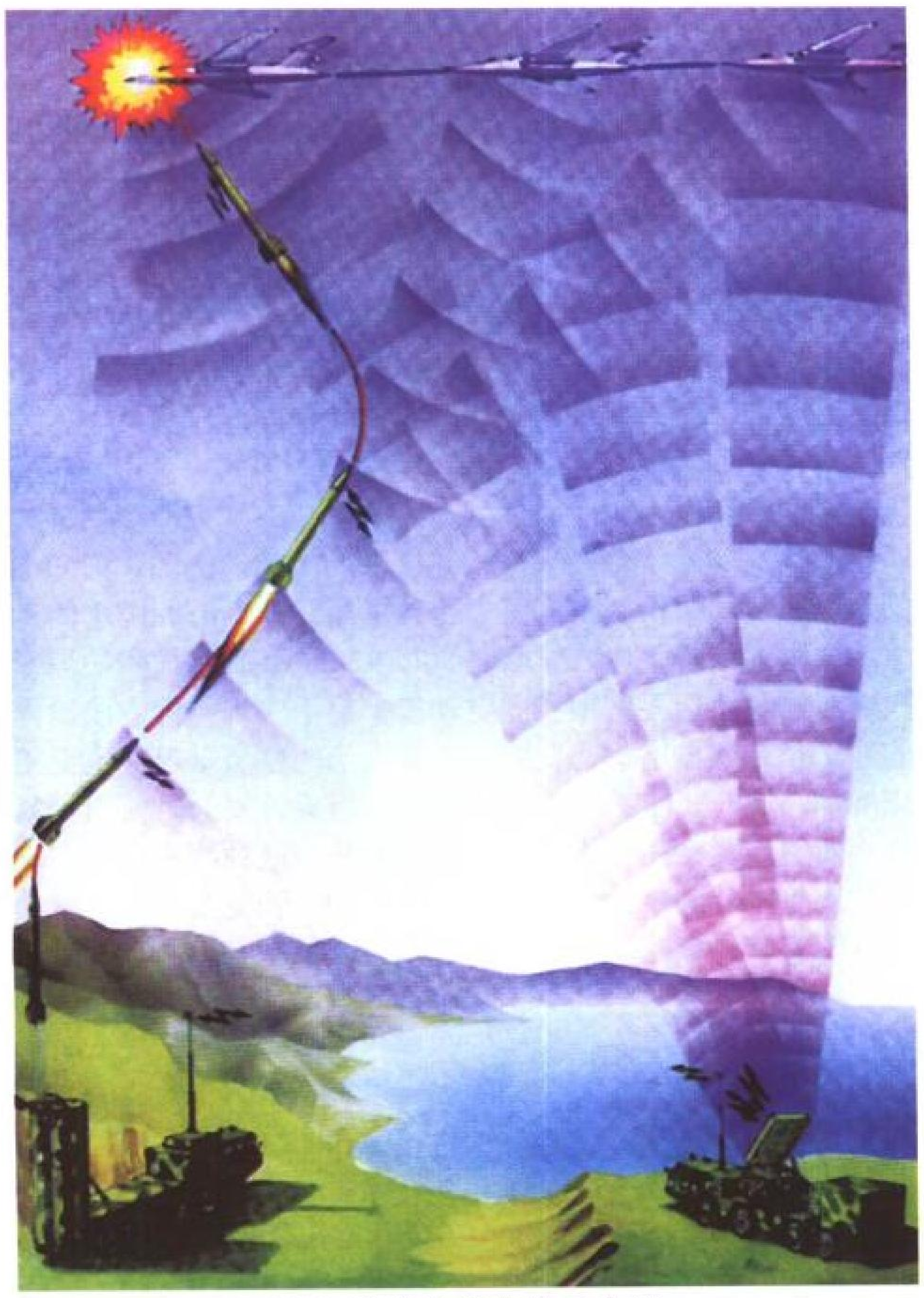


图1 防空导弹作战示意图



图2 中国舰载防空导弹

低空超低空近程防空导弹等。

（撰写：林玉琛 审订：张志鸿）

fangkong daodan C³I xitong

防空导弹 C³I 系统 air defense missile C³I system 用以计划和协调防空导弹火力、执行防空导弹作战指挥控制的自动化系统。防空导弹C³I系统的主要任务是:接收来自上级指挥系统的情报和命令信息;制定作战计划,监控系统的工作状态、收集、处理和识别空中目标的信息;综合显示作战态势;计算目标分配、火力分配数据和武器射击控制数据;提供操作人员与武器系统的人—机通信界面;保障情报、命令和控制信息的传送;评定作战射击效果等。由于现代地面防空要对付的目标类型和数量大大增加，敌方攻击战术多样化，以及对防空武器系统整体的快速反应性、协调性和准确性要求，特别是要在多个导弹火力单元、多种防空武器混编作战和空地协同作战环境下，取得高的作战效能，所以防空导弹必须依赖高度自动化的指挥控制通信系统，才能完成其作战任务。对防空导弹C³I系统的基本要求是:能优化运用所有设备资源，快速、准确实施指挥控制，容量大，生存能力强，能在严重的电磁干扰环境下工作，与其他军事指挥系统有良好的互通性。防空导弹C³I系统可分为战术单位、作战单位和火力单元3个级别。战术单位C³I系统负责制定责任防区的防空作战计划，全面评估防空作战态势，分配作战扇区和下达作战任务;作战单位C³I系统重点是协调防区内各类武器的作战使用，建立统一的信息场，分配和指示目标，监控拦截过程;火力单元 C³I 系统监控兵器状态，实现射击指挥自动化，评估杀伤效果。典型的防空导弹C³I系统由雷达情报网、目标指示雷达系统、各级指挥控制中心及远程和地域通信系统组成，根据任务和指挥的层次形成一定规模的防空网络。

（撰写：陈瑞源 审订：徐品高）

fangkong daodan fashe kongzhi

防空导弹发射控制 air defense missile launch control 按预定要求实施防空导弹发射的控制过程。防空导弹发射控制通常分为准备过程和执行过程。当导弹武器系统进入作战过程的准备阶段时，系统对导弹的安装、在位状态、必要的参数等项目进行检测以确认导弹是否具备发射条件。在确认导弹具备发射条件并下达允许发射指令后，即进入导弹发射控制的准备过程。不同的导弹其发射控制准备过程的工作内容不同，一般包括电爆通路检查、导弹供电、弹上设备自检、导弹射前检测、电池加温、陀螺起动、导弹地址码清零等。该过程的工作可根据武器系统的要求实时中止，故又称为可逆过程。如果发射控制准备过程正常，指挥人员可决策实施发射控制的执行过程，发布发射命令(按动发射按钮)。不同的导弹其发射控制执行过程也不同，一般包括导弹参数装定及其检查、导弹地址码装定、弹上电池激活、转电以及其他火工品点火过程控制等。该过程是按固定时序要求进行的，一般情况下不能中止，故又称为不可逆过程。

（撰写：徐兆林 审计：谢 东）

fangkong daodan fenxitongji dianzi duikang

防空导弹分系统级电子对抗 electronic warfare in air defence missile subsystems 现代防空导弹体系第三层次的系统对抗策略，是为确保武器系统在复杂电子对抗环境下正常发挥作战效能，各相关的防空导弹分系统级必须具备的电子对抗措施。主要分系统有制导雷达、导引头、指令传输、指控通信、引信等。以制导雷达分系统为例，其具体内容为选择高抗干扰性的雷达体制，如相控阵、脉冲压缩、单脉冲角跟踪、脉冲多普勒等;选用多种抗干扰性强和能抗反辐射导弹的技术资源，如频率捷变、波形捷变、重频捷变、极化捷变、自适应旁瓣对消、解调器带通滤波器技术、辐射控制、自适应

动目标处理和跟踪及被动跟踪技术等。

（撰写：吴欣　审订：徐品高）

fangkong daodan tixi

防空导弹体系　air defense missile system　由多种型号的防空导弹武器系统或以防空导弹武器系统为主，由多种防空兵器组成的拦截器系统所构成的防空体系。防空导弹包括地空导弹、舰空导弹和空空导弹（这里特指前两种）。防空导弹以及与它有直接功能关系的地（舰）面制导和发射设备统称为防空导弹武器系统。该系统具有独立的作战能力，也可以在更大的防空体系的统一指挥下作战，从而成为更大的防空体系（国土防空、野战防空、海上舰队区域防空）的一个组成部分。

（撰写：温美娇　审订：徐品高）

fangkong daodan tixiji dianzi duikang

防空导弹体系级电子对抗　electronic warfare in air defense missile system　在日趋复杂且动态多变的电子对抗环境中，为确保现代防空导弹体系有效地发挥作战效能所采取的体系级的电子对抗措施。现代防空导弹体系级的电子对抗是以战术单位级（含多个作战单元）为基本单位组织实施的。防空导弹体系对其各导弹武器系统的各项电子对抗资源进行优化配置和合理调度，实现信息关联和共享，并协调组网运用;同时根据作战任务的需求，可配置有效的专用电子对抗系统，如空情电子对抗态势侦察与监视系统、对空干扰系统（站或车）、反辐射导弹识别告警系统、反辐射导弹诱偏系统及空中辐射源定位与攻击系统等。在防空导弹体系中以体系结构方式来组织电子对抗，从而发挥体系对抗的优势，实现单个武器系统达不到的作战效能。具体的战术技术应用有:依据实时的空情电子对抗态势，引导干扰站实施对空干扰，以破坏空袭方的探测跟踪和指挥功能;调度相关武器系统的电子对抗资源工作于合理的工作模式;多个武器系统组网作战，实施对空中干扰源的精确跟踪、定位和拦截;实施对隐身目标的探测跟踪和拦截;启动反辐射导弹诱偏系统将来袭的反辐射导弹诱偏至无害空地等。（撰写：吴欣　审订：徐品高）

fangkong daodan wuqi xitong

防空导弹武器系统　air defense missile weapon system　用来拦截空中来袭目标的防空导弹及与其有直接功能关系的配套设备的总称。不同的防空导弹武器系统除防空导弹的差别



“爱国者”防空导弹武器系统

之外，配套设备的复杂程度和数量差别也很大。例如，便携式防空导弹武器系统可由单兵携带和作战，而中高空远程防空导弹武器系统（如“爱国者”和S－300）的导弹和配套设备由多部车辆承载，共同完成防空作战。为了有效地拦截各类空中目标，防空导弹武器系统必须包括具有作战指挥控制、目标搜索发现、目标截获跟踪、目标敌我识别、导弹发射、导弹制导等功能的设备。这些作战设备在武器系统作战软件的协调下配合工作，完成防空作战任务。此外，为了使武器系统能连续作战和长期正常有效工作，还应包括导弹运输装填车等支援设备以及对作战设备进行维修检测的技术保障设备。为了提高武器系统的抗干扰能力和生存能力，有的防空导弹武器系统还配备相应的抗干扰设备。按作战使命和使用军种不同,防空导弹武器系统可分为地空导弹武器系统、舰空导弹武器系统和空空导弹武器系统。地空导弹武器系统又可分为区域防空导弹武器系统、要地防空导弹武器系统、野战防空导弹武器系统和便携式防空导弹武器系统等。

（撰写：林玉琛　审订：张志鸿）

fangkong daodan wuqi xitong fanyinshen jishu

防空导弹武器系统反隐身技术　anti-stealth technology of air defense missile weapon system　防空导弹武器系统为对抗战场上出现的各类隐身飞行器威胁而采取的技术措施。防空导弹武器系统的反隐身技术应涵盖防空导弹武器系统工作的3个阶段，即预警与目标指示阶段，地面制导雷达截获、跟踪与制导阶段以及弹上寻的阶段。由于每一工作阶段使用装备的频段和测量目标精度的要求不同，因此反隐身的技术途径有很大差异。防空导弹武器系统的反隐身技术途径大体有:(1)提高雷达功率孔径积；(2)采用低频（米波）超分辨率雷达；(3)采用雷达组网和数据融合技术；(4)采用双（多）基地雷达；(5)弹载雷达导引头增加毫米波工作频段或采用光电复合导引头；(6)采用无源被动相干检测技术，利用隐身飞行器表面散射的电磁波或者本身所携带的辐射源进行相干检测、定位或制导。

（撰写：阮文杰　审订：吴欣）

fangkong daodan wuqi xitong fangzhen

防空导弹武器系统仿真　air defense missile weapon system simulation　系统仿真技术在防空导弹武器领域内的应用过程。与一般的系统仿真一样，防空导弹武器系统仿真也包括建立系统数学模型、建立系统仿真模型和进行系统仿真试验3项基本活动。它通过理论分析、地面试验和有关的飞行试验，验证系统数学模型，验证和确认系统仿真模型的有效性，从而在实验室条件下，以较低的代价和较高的置信度进行系统仿真试验，获得系统在各种条件下完整的性能数据，实现系统性能统计以及批量生产质量、作战应用、性能价格比等方面的优化。由此可见，在武器系统仿真中对模型的确认至关重要。所谓模型确认是指保证决策者利用所研究的模型，使作战试验能作出与利用真实系统作试验时相同的决策。武器系统仿真作为一种有效的手段，在防空导弹武器研制中有着非常重要的作用。它可以有效地确定武器系统的作战空域，省弹、省钱、省时间；可以弥补外场飞行试验的不足；可以有效地评价系统的性能并为管理决策和技术决策提供依据。防空导弹武器系统仿真的内容主要包括：战术运用仿真；指挥控制系统仿真；制导控制系统仿真；雷达目标及环境仿真以及引信启动和引信战斗部配合仿真等。

（撰写：温美娇　审订：熊新平）

fangkong daodan wuqi xitongji dianzi duikang

防空导弹武器系统级电子对抗 electronic warfare in air defense missile weapon system 现代防空导弹体系第二层次的系统对抗策略，是为确保防空导弹体系和武器系统正常发挥效能所采取的电子对抗措施。它通过对体系内武器系统的综合电子对抗技术设计，使其具备作战任务所要求的“四抗”(抗反辐射导弹、反隐身、反侦察和抗干扰)性能，以确保自身作战功能的完成。具体内容包括有抗干扰性强的制导体制及雷达和导引头体制的选择，各分系统电子对抗技术的优化，系统高性能电子对抗技术方案和措施的设计以及专用电子对抗系统(如反辐射导弹诱偏系统等)的配置等。

(撰写：吴 欣 审订：徐品高)

F

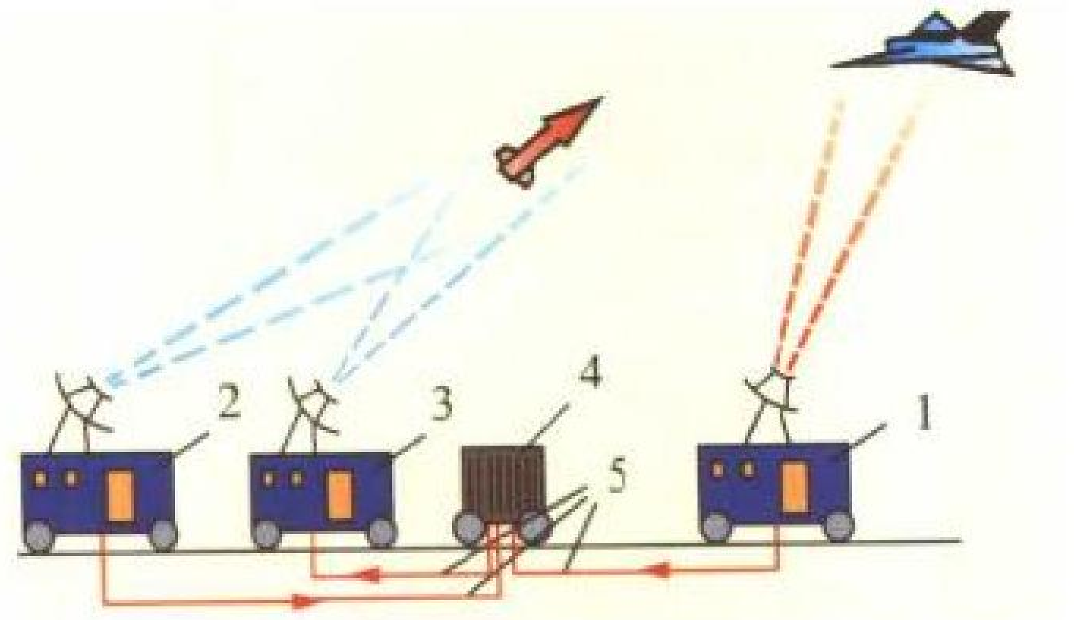
fangkong daodan zhidao leida zuwang

防空导弹制导雷达组网 network of guidance radars for air defense missiles 由多部空间位置相互分离而覆盖空域又相互重叠的单基地雷达组成的制导雷达系统。多基地制导雷达是单基地制导雷达组网的一种特例，因为在多基地制导雷达中只要有多部雷达接收机，而不必是多部单基地雷达。雷达组网有两种工作体制，即相干体制和非相干体制。在相干雷达网中，各单基地雷达(或多基地雷达中的单站)的信号是相干的，因此可以通过相干处理而获得更多的信息或更好的性能。非相干雷达网只是将每个单基地雷达(或多基地雷达中的单站)的测量信息经中心处理器处理后获得所需信息。制导雷达组网必须具备以下几个条件:(1)具有多个单基地雷达或多基地雷达中的多个单站;(2)各单站雷达必须有共同的覆盖空域;(3)各雷达站之间必须进行信息传递;(4)必须要有中心数据处理器。制导雷达组网的优点是:(1)可扩展探测和跟踪的空域与时间，实现高可靠目标截获;(2)可改善雷达探测性能，提高系统探测精度;(3)可改善系统工作的可靠性;(4)可全面提高制导雷达系统对抗反辐射导弹、电子干扰、隐身技术、超低空“四大”威胁的能力。

(撰写：王新全 审订：王 成)

fangkong daodan zhidaozhan

防空导弹制导站 guidance station of air defense missile 又称防空导弹引导站。获取目标和导弹信息，按一定导引规律形成控制指令，导引导弹飞向目标的弹外制导设备的总称。它是防空导弹武器系统的重要组成部分。按制导站所处的地点可分为地面制导站、舰载制导站和机载制导站等。制导站通常由测定目标和导弹信息的探测跟踪设备、计算机、数据传输系统、指令形成和发送装置等组成。目前制导站采用的制导方式主要有波束制导、指令制导、导弹跟踪制导、复合制导和半主动寻的制导等。制导方式不同，制导站的组成及其在武器系统中所处的地位和作用也有所差异。典型的无线电指令制导站包括目标指示雷达、目标和导弹跟踪雷达、计算机、数据传输系统及指令形成和发送装置。制导站需要完成搜索、截获和跟踪目标与导弹的任务，测量目标与导弹的位置和运动参数，形成并向导弹发送无线电控制指令信号;弹上无线电接收机接收并译出各种控制指令后，经自动驾驶仪控制舵机转动，达到控制导弹飞向目标的目的。在半主动寻的制导中，跟踪照射雷达跟踪并照射目标，导弹上的制导设备——导引头接收到经目标散射的回波能量后控制导弹飞向目标。制导站今后的发展方向是充分应用计算机技术以及相控阵、红外、电视和激光等先进技术，提高抗干扰性能，增大目标容量，增强低空和超低空作战能力，提高对小目标的探测和识别能力，提高自动化程度，缩短反应时间等。



双波束无线电指令制导原理图
1—目标跟踪雷达;2—导弹跟踪雷达;3—指令形成和发送装置;4—计算机;5—数据传输系统

(撰写：陆林根 高雁翎 审订：王毓兰)

fangkong jihua

防空计划 Air Defense Initiative (ADI) 美国于1985年提出的针对前苏联远程巡航导弹及其载体——战略轰炸机和海面与水下舰艇的一项防御计划。它的出台将美国的防御范围由外层空间、大气层高层、中高空空域向下一直延伸到低空、超低空、海面乃至海面以下极为广阔的区域。ADI计划的重点是开发监视系统，以弥补由低空到水下这段防御上的薄弱环节。由于巡航导弹和低空飞机的信号特点，并可能伴有隐身性能，仅仅依靠传统的防空雷达网是不够的，必须研制和部署由陆基超视距雷达网、空基和天基雷达、红外以及其他传感器组成的多种监视系统，其中包括双站系统。其特点是不但覆盖面大，有利于探测雷达散射截面小和隐身的目标，而且识别和抗干扰性能也大大提高。此外，被动探测技术、海面和水下目标探测技术以及相关背景信息的收集与分析，也是ADI计划研究开发的重要内容。作为一项大型武器系统研制计划，它除了监视系统外，当然也包括作战管理／指挥、控制通信和情报(BM/C^3I)系统和武器系统。但是，这两部分以沿用现有的防空、反导系统和海军作战系统的相关C^3I和武器系统为主，有针对性地加以修改、补充和配套，以适应新的作战要求，所以不是该计划的发展重点。随着前苏联解体和美国的战略转移，ADI计划也相应地有所调整和变化。然而，针对低空目标，特别是针对巡航导弹及其载体的防御计划并没有放松。

(撰写：谭学习 审订：王毓兰)

fangkong tixi

防空体系 air defense system 由信息源系统、指挥控制和通信系统以及由多种防空兵器组成的拦截器系统所构成的防空系统的总称。信息源系统是指用于获取防空所需要的空情信息和防空体系装备各种工作状态信息的仪器和设备，如预警雷达、预警飞机、预警卫星、干扰侦察和抗干扰设备、目标指示雷达、制导雷达、炮瞄雷达、光学搜索设备和敌我识别装置等。指挥控制和通信系统是对防空体系中各种装备实施一体化管理和协调的软件和硬件的总称。指挥控制和通信系统加上信息源系统，通称为C^3I系统。防空兵器是指直接对空作战的软、硬件设备，如防空导弹武器系统、歼击机、高炮、强激光防空武器系统、拦阻气球和对空干扰设备等。

(撰写：温美娇 审订：徐品高)

fangkong tixi dianzi duikang sheji

防空体系电子对抗设计 electronic warfare design of air defense system 在防空体系的总体设计中，从体系对抗的观点出发，充分组织和调用体系内的各种电子对抗资源，全面提升防空体系综合对抗能力所进行的技术设计。在现代空袭与

反空袭对抗中，作为防御方，面对“海、陆、空、天、电”五维一体化的有机空袭体系，靠传统的“一对一”导弹防空模式已不能适应反空袭作战的要求。唯一可行的办法是建立完整的、有机的新型防空对抗体系，采用“多对多”的防空作战模式来对抗现代空袭体系。在防空体系中不仅各种技术装备要采取有效的抗干扰措施，而且要以体系结构方式组织和调用各种电子对抗资源，强化防空体系的电子对抗能力。主要的设计考虑是:(1) 增设干扰环境侦收站，全面掌握防空区域内的电子对抗态势以及敌干扰机的活动动向和威胁程度，作为对抗决策的依据;(2) 配备远程导弹专门用来摧毁敌干扰机群;(3) 体系内配备对空干扰站，对敌作战机群的雷达实施干扰压制;(4) 配备反辐射导弹的告警与诱偏装置，将敌发射的反辐射导弹诱偏;(5) 防空体系中各种类型、各种体制防空兵器的合理配置，火力单元之间信息资源的合理调度与利用，制导雷达的组网和主／被动雷达的复合运用，预警卫星和预警飞机信息的利用，远程情报网和 C^3I 信息的传递等。合理运用上述措施将会极大地提高防空体系内各火力单元的综合对抗能力。 （撰写：阮文杰　审订：吴 欣）

fangreceng

防热层　thermal protection shield　包覆在航天器返回舱承力结构外壳上、专门用以耗散或阻隔气动热的结构层。根据防热形式的不同，它可以是非金属结构，也可以是金属结构。在烧蚀防热结构中，包覆在返回舱金属壳体结构外的烧蚀材料就是防热层，利用这层材料的烧蚀，就能以消耗材料为代价获取防热效果（参见烧蚀防热）。在辐射防热结构中，金属承力结构外的一层耐温金属蒙皮或耐温陶瓷瓦就是防热层，利用防热层表面的高辐射特性，就能将大部分传给航天器的气动热以辐射的形式散向空间，从而使内部承力结构保持在允许的温度之下（参见辐射防热）。在热容吸热防热结构中，防热层就是承力结构外的一层高热容量的材料层，依靠这层材料自身的吸热就可将大部分传入表面的气动热吸收并滞留在这层材料内，从而保护内部结构不会过热（参见热容吸热防热）。

（撰写：吴国庭　审订：冯纪生）

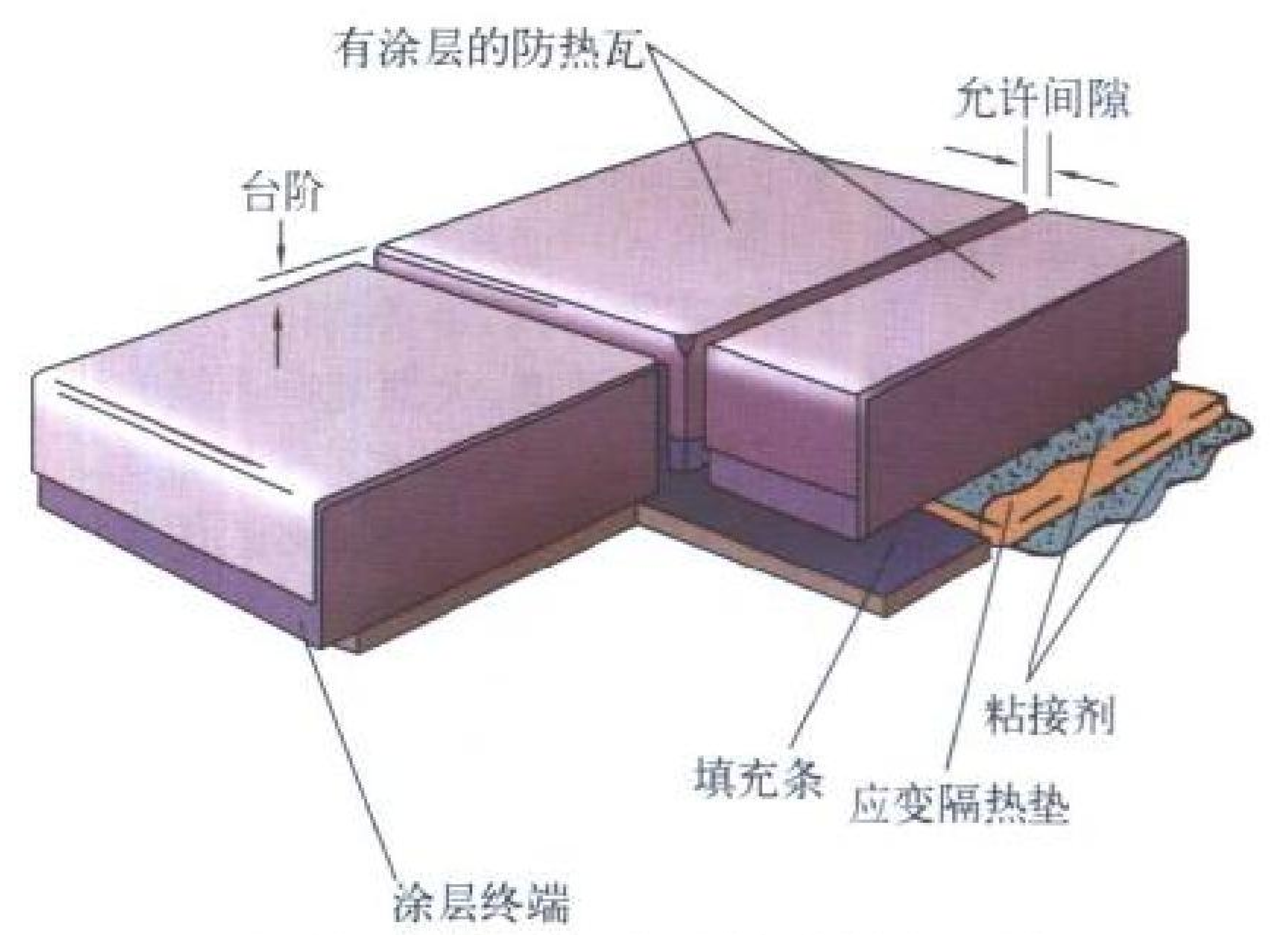
fangre jiegou

防热结构　thermal protection structure　能够使航天器在气动加热环境中免遭烧毁或过热的结构。在航天器完成预定任务重返地球大气层或进入其他行星大气层时，由于航天器对周围大气的压缩和摩擦，其动能转变为周围大气的热能，这种热能又以对流或辐射加热的形式传递给航天器本身。通过适当的外形设计，可以使这种传热减小至航天器动能变化量的1%。即使如此，所传给航天器的热量也足以能使航天器结构烧毁。采用了防热结构的航天器则可以安全地返回地球表面，或进入行星大气层并在行星表面上安全降落。常用的防热结构形式有烧蚀防热（参见烧蚀防热）、辐射防热（参见辐射防热）和热容吸热防热（参见热容吸热防热）。通常防热结构由两部分组成，即防热层（参见防热层）和承力结构。前者是专门用来耗散或阻隔气动热的;后者则用来承力、维持航天器外形并为内部仪器设备或航天员提供支撑和空间。

（撰写：吴国庭　审订：冯纪生）

fangrewa

防热瓦　thermal insulation tile　覆盖于航天飞行器表面，用以防止因受到气动加热而毁坏，并保持所需气动外形的刚性瓦状防热结构。它是采用被动防热方式的表面隔热结构，表面受热并辐射掉大部分热量，再通过隔热层阻止剩余热量中的大部分向内传递，最后仅有一小部分热量传递至次层结构，以热沉方式储存在此结构中。按表层材料的不同可分为陶瓷防热瓦和金属防热瓦。陶瓷防热瓦为由陶瓷材料构成的块状均质结构，通过应变隔离衬垫或直接粘接在飞行器结构上。防热瓦表面涂有防水隔热涂层，可用于各类重复使用航天运载器（如航天飞机）较高温区（600～1300°C）的大面积防热。陶瓷隔热材料密度低，热导率低，包括氧化硅、氧化铝、硼硅酸铝（ABS）等。20世纪70～90年代美国先后研制出3代陶瓷防热瓦材料，第一代称为重复使用表面隔热材料(RSI)，第二代称为纤维耐火复合隔热材料（FRCI)，第三代称为高温特性材料（HTP)、氧化铝增强隔热屏蔽材料（AETB）和氧化铝可熔隔热材料（ASMI)。涂层为致密化的反应固化玻璃（RCG）和新型致密的韧化整体纤维隔热系统（TUFI)。陶瓷防热瓦的优点是质量轻，隔热效果好，可重复使用;缺点是性脆易碎，易发生损坏或脱落现象。金属防热瓦是由钛合金或高温合金制成的蜂窝夹层防热结构，用于航天飞机中低温区（400～900°C)的大面积防热。



美国航天飞机陶瓷刚性防热瓦结构

（撰写：韩鸿硕　审订：王晓岚）

fangxinxi xielou jisuanji

防信息泄漏计算机　tempest computer　具有一定的防止信息泄漏能力的计算机。计算机工作时会产生电磁能量的发射，其发射途径有两种：一种是以电磁波的形式向空间发射，称为辐射发射;另一种是以电流形式沿着电缆的发射，称为传导发射。这些发射信号包含了计算机所处理的信息，当发射有足够的强度时，在一定的距离之内，这些信息可被窃密者通过一定手段截获并复现，因此造成失密。防信息泄漏计算机可通过采取屏蔽、滤波、隔离等技术，抑制计算机信息的辐射发射和传导发射，使其发射强度降低到规定的极限值以下，保证在一定的距离以外，计算机所处理的信息不被截获。

（撰写：张志华　审订：宋韶英）

fangyu youxian gongji de quanqiu baohu xitong

防御有限攻击的全球保护系统　Global Protection Against Limited Strikes (GPALS)　1991年美国总统布什为对“星球大战”计划进行重大调整而提出的一种新的防御系统方案。其目标由原来重点防御前苏联的大规模导弹袭击，转向重点防御前苏联意外的或未经授权发射的少量导弹攻击以及第三世界国家发射的少量导弹攻击。该系统由1000枚部署在空间、

F

用于助推段拦截的“智能卵石”拦截弹，750～1000枚部署在地面、用于中段拦截的地基拦截弹，50～60颗“智能眼”小型探测卫星，地基雷达及反战术或反战区导弹的防御系统组成，最多可防御200个弹头的攻击。该系统的部署原计划分三步实施，后因前苏联解体和“星球大战”计划的停止，美国于1993年中止了该系统的研制。

（撰写：李志青　审订：高雁翎　王毓兰）

fangzhen jisuanji

仿真计算机　simulation computer　用于仿真的计算机。按照其工作原理可分为模拟计算机、数字计算机和混合计算机。模拟计算机是一种用连续变化的电压表示被运算变量的模拟计算装置，主要由运算部件、控制部件、排题板、输入／输出部件等构成。它通过直接连接各种基本运算部件（如加法器、乘法器、积分器和函数产生器等）组成仿真模型。混合计算机系统由模拟计算机和数字计算机及其接口设备组成。当前除少数大型连续系统数学和半实物仿真还在使用混合计算机外，仿真计算机均使用数字计算机。原则上说从微型机到巨型机都可以用作数学仿真的仿真计算机。将同构或异构的多台计算机通过遵循统一的通信标准、规范、协议的高速网络互联构成具有互操作性的分布交互仿真环境，是实现巨大复杂系统仿真的理想计算机系统。并不是任何数字计算机都可以用于半实物仿真，只有一些专门设计的数字计算机和对通用数字计算机进行软、硬件改造的计算机才能用于半实物仿真。半实物仿真对仿真计算机有以下特殊要求:(1)高的运算速度。大型复杂系统的半实物仿真需要高的运算速度。(2)有强大的输入／输出能力，保证仿真计算机与实物间的信息交换。现在越来越多的仿真计算机将A/D、D/A、D/D接口板移至实物端，仿真计算机与实物间的信息交换通过高速网络完成。(3)有可编程实时时钟，控制仿真计算机与外接实物同步运转。(4)有功能齐全的软件系统。除实时操作系统外，应有各种仿真软件。

（撰写：赖纯洁　审订：王东木）

fangzhen jianmo

仿真建模　simulation modeling　用物理方法对系统进行建模或用数学方法对系统数学模型进行适合于计算机处理的适当转换。对物理仿真来说，仿真建模是建立与被研究对象相似的物理模型。例如，模拟飞机雷达反射特性的目标仿真装置，由于具有与飞机相似的物理效应属性，因而可以作为飞机雷达反射特性效应的物理效应模型。对数学仿真来说，仿真建模需采用适当的仿真算法将系统的数学模型进行离散化处理，转换成适合于计算机处理的仿真模型。对连续系统来说，数学模型经算法处理后最终转变为离散时间的仿真模型。离散事件仿真建模则主要根据随机发生的离散事件、代表系统中所描述主要对象的实体流以及仿真时间的推进机制，按照系统的运行进程建立相应的模型。系统数学模型的建立有3种方法:(1)演绎法:根据构成系统的基本原理，从理论上建立描述系统各部分的数学表达式或逻辑表达式;(2)归纳法:根据系统输入输出数据的分析及处理建立系统的模型;(3)演绎归纳相结合的方法。

（撰写：赖纯洁　审订：王东木）

fangzhen ruanjian

仿真软件　simulation software　面向仿真用途的专用软件。其主要功能可概括为:(1)模型描述的规范及处理;(2)仿真实验的执行与控制;(3)数据结果的处理、统计分析与显示;(4)对模型、实验程式、数据、图形式知识的存储、检索与管理。仿真软件根据其所具备的功能可分为3种类型，即仿真程序包、仿真语言和仿真环境。自1955年第一个仿真软件问世以来，按新技术出现的时间，可将仿真软件发展分为6个阶段，即通用程序设计语言、仿真程序包及初级仿真语言、高级仿真语言、一体化（局部智能化）建模与仿真环境、智能化建模与仿真环境和支持分布交互仿真的综合仿真环境。仿真软件的发展可归纳为不断采用新技术改善建模仿真功能，增强对全生命周期活动的支持，实现基于标准／软总线的开放式体系结构，面向专业领域／面向用户扩大应用范围，支持复杂系统虚拟样机的开发和构成支持分布交互仿真工程的支撑框架。

（撰写：胡骏　审订：李伯虎）

fangzhen suanfa

仿真算法　simulation algorithm　将系统数学模型转换成适合于计算机运行的计算机仿真模型，并进行仿真试验以及试验结果分析所需要的一切算法。它是从一些已知数据出发，按照某种规定的顺序进行运算的一个有限的仿真运算序列。每一个仿真算法对一些对象（输入信息）进行加工，得到输出信息，一系列有关的仿真算法以各种模式组合成一个复杂的仿真算法，最后形成仿真模型。仿真算法是仿真模型的有机组成部分。按照所用计算机的类型，可将仿真算法分为模拟仿真算法（用模拟计算机仿算）、数字仿真算法（用数字计算机仿算）和混合仿真算法（用混合计算机仿算）3类；按照系统模型的种类，又可将仿真算法分为连续系统、离散系统和连续／离散混合系统等3类。连续系统的数字仿真算法主要包括基本的数字仿真算法、快速及实时仿真算法、刚性系统仿真算法、并行仿真算法、含间断的非线性系统仿真算法、时延处理算法、微分代数系统仿真算法、分布参数系统仿真算法及优化问题仿真算法等。离散事件系统的数字仿真算法主要包括事件调度法、活动扫描法和进程交互法3类基本仿真策略以及网络并行的保守算法和乐观算法等。

（撰写：陈丽容　审订：刘德贵）

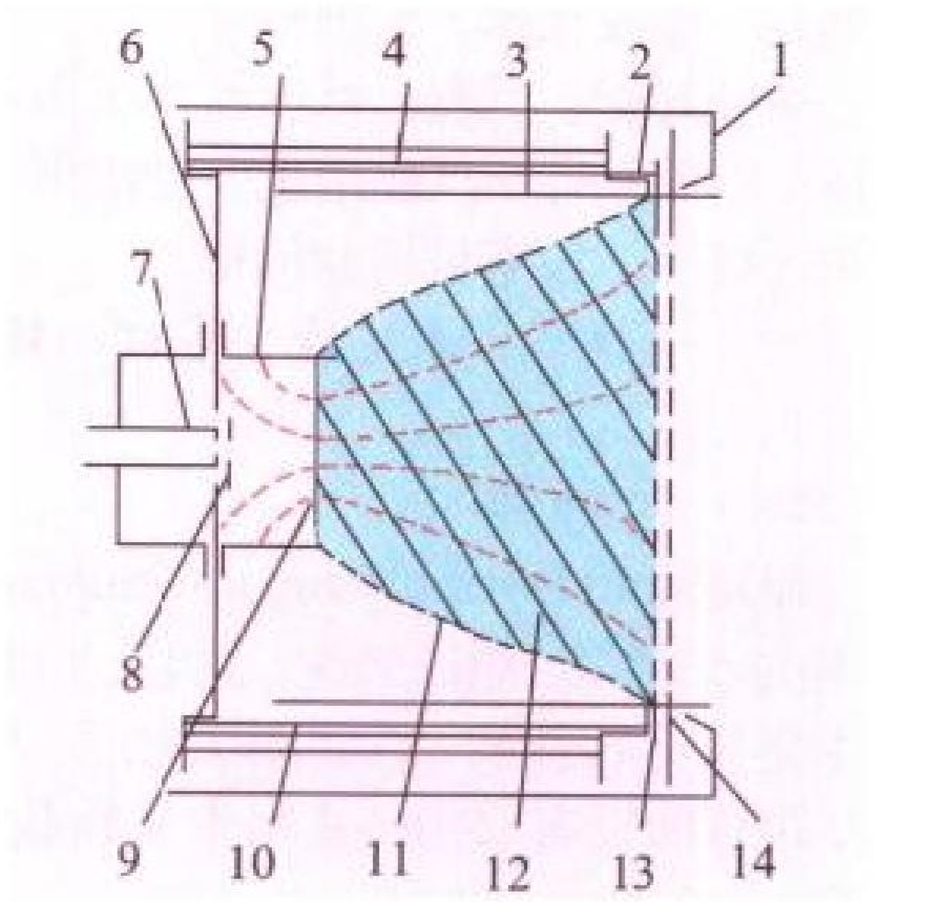
fangzhen yuyan

仿真语言　simulation language　在数字计算机上运行的、面向建模／仿真过程的专用程序设计语言。通常称为数字仿真语言。按照模型的种类，仿真语言可以分为连续系统、离散事件系统和离散／连续混合系统3类。仿真语言是软件系统，通常由模型与实验描述语言、翻译程序、实用程序、算法库及运行控制程序组成。其中模型与实验描述语言是一种面向问题的高级语言。模型描述的符号、语句、语法规则近似于系统模型的原始形式。实验描述由类似宏指令的实验操作语句和控制语句组成。翻译程序将用模型与实验描述语言书写的源程序翻译成宿主语言（如Fortran、C、C++、Java等）。实用程序及算法库包括各种仿真专用函数、算法及绘图等实用程序。运行控制程序是以批处理或交互式的形式控制仿真运行、改变参数、收集和处理仿真数据并显示的程序。从1955年第一个数字仿真语言问世至今，仿真语言的发展已有40多年的历史。比较著名的连续系统仿真语言有CSSL Ⅳ、ACSL、ESL、M ATRIXx等;离散事件系统仿真语言有GPSS Ⅳ、SLAM Ⅱ、SIMAN、SIMSCR-IPT Ⅱ等。我国自行研发的仿真语言有面向连续系统的ICSL Ⅱ、IEAS以及面向离散事件系统的IHSL等。目前，仿真语言仍是仿真软件的主体。

（撰写：卿杜政　审订：李伯虎）

fangdianshi

放电室 discharge chamber 通过放电使推进剂电离而形成等离子体的电火箭发动机部件。不同放电形式的发动机具有不同的放电室结构。电子轰击式离子发动机和静态等离子体发动机通过电阴极发射的电子轰击气体产生放电，射频和微波离子发动机通过耦合射频和微波功率激励气体放电，磁等离子体动力发动机则是自持弧光放电。不同的放电形式都要求放电室形成高浓度的等离子体，离子在室壁与电子的复合损失少，室壁材料耐高温和耐离子溅射性能好。以电子轰击式离子发动机的放电室为例。它常采用由永久磁棒或电磁线圈和磁极构成的轴向发散磁场结构。空心阴极位于放电室上游底板中部，圆筒形阳极居中，多孔栅极在放电室下游。空心阴极发射电子，经电子挡板环隙进放电室，沿磁力线作螺旋运动，在电子挡板与栅极间反射振荡，使等离子体集中在由栅极、电子挡板和临界磁力线所围成的区域。磁场的位形和强度，放电室长度，阳极与电子挡板的尺寸、形状和位置，推进剂进入方式，空心阴极位置，栅极开孔透明度，放电参数等，都会影响发动机的性能。



电子轰击式离子发动机放电室示意图

1—屏蔽罩；2—阳极磁极；3—阳极；4—永久磁棒；5—阴极磁极；6—底板；7—空心阴极；8—触持极；9—电子挡板；10—放电室外壳；11—临界磁力线；12—原初电子区；13—屏栅极；14—加速栅极

（撰写：黄良甫 审订：胡永年）

fangfei biaozhun

放飞标准 permissible flying criteria 允许航天员执行航天飞行任务的医学规定。航天员经过数年的严格训练后，在准备参加飞行任务的前夕，要进行严格的放飞医学监督和评定，以鉴定是否具备飞行的身体条件。航天员在飞行前的放飞医学标准是：(1) 具有全面而系统的健康档案资料，并证明在训练期间身体健康，无有碍执行飞行任务的慢性和潜在性疾病；(2) 在临飞前的全面医学检查中，各项检查内容均有合格的结论；(3) 在发射场的检疫中，无临时性或潜在性疾病症候；(4) 临飞前心理状态良好，无过度精神紧张、睡眠不良和疲劳症候；(5) 飞行前的体检结果正常，无不适的主诉；(6) 在系统训练档案资料中，表明完成了其应该训练的内容，并取得训练合格的成绩。只有符合上述标准时，航天员才能被允许参加航天飞行任务。（撰写：王德汉 审订：魏金河）

fangshebing

放射病 radiation sickness 人体受到较大剂量的电离辐射照射后引起的一种全身性疾病。放射病属于确定性效应，分为急性和慢性两种类型。急性放射病是人体一次或在短时间（数日）内分次受到大剂量照射所引起，1.0 Gy 以上的一次全身均匀照射即可引起急性放射病。急性放射病可分为骨髓型（以造血组织损伤为基本病变，如淋巴细胞、中性粒细胞和白细胞数减少，感染，出血）、肠型（以胃肠道损伤为基本病变，如呕吐、腹泻、水电解质代谢紊乱）和脑型（以脑组织损伤为基本病变，如意识障碍、定向力丧失、共济失调、肌张力增强、抽搐、震颤等中枢神经系统症状）。在航天中，如出现特大的太阳质子事件，便会给航天员造成急性大剂量照射，使航天员患有急性放射病。慢性放射病是人体长期受到连续或间断的较高剂量照射，达到一定累积剂量（1.5 Gy以上）所引起，主要造成造血组织损伤并伴有其他系统的改变（如白细胞进行性降低、红细胞和血红蛋白量减少等），无特异性诊断指标。迄今尚未发现航天员发生放射病的案例。

（撰写：祁章年 审订：魏金河）

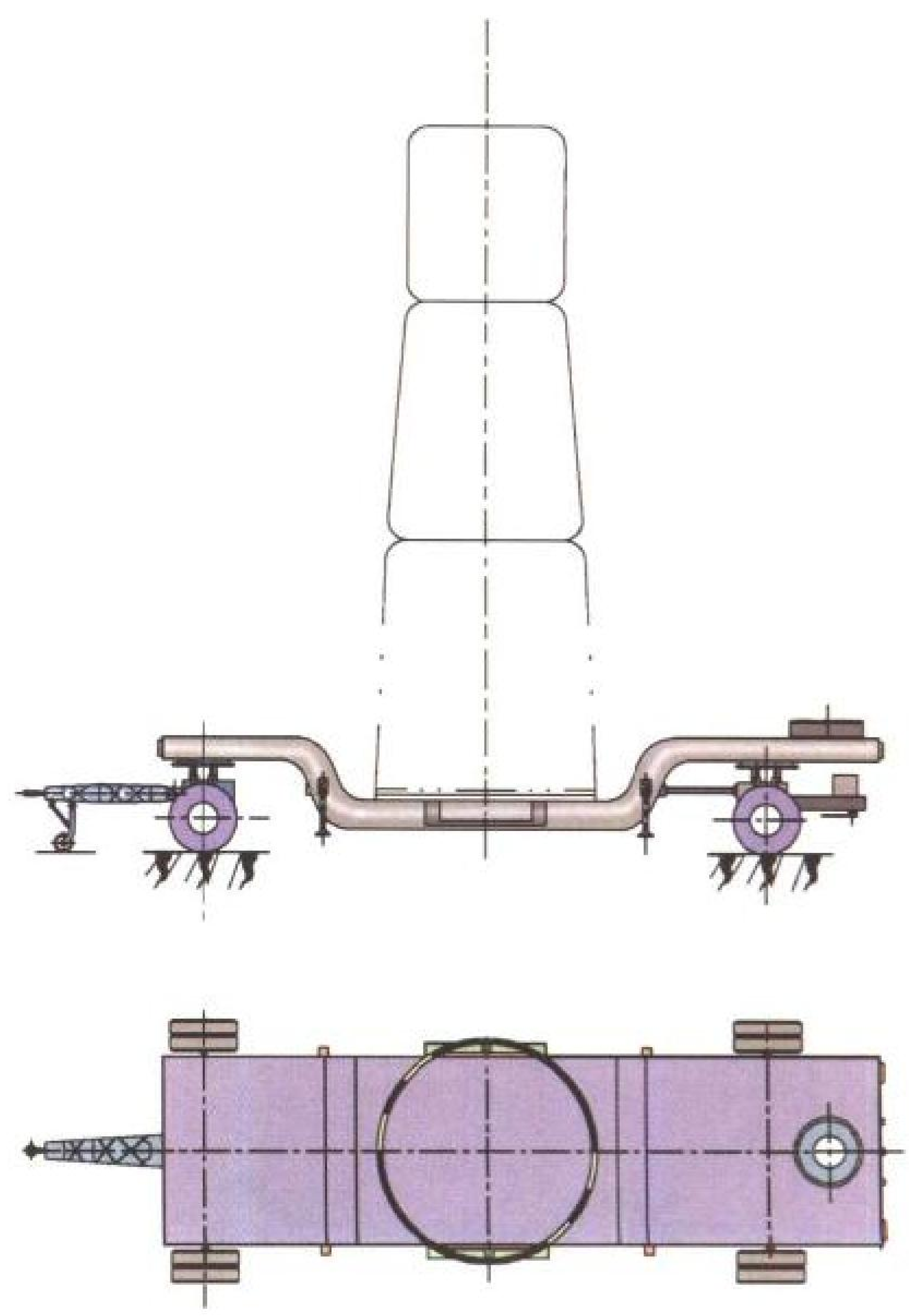
fangshexing tongweisu wencha fadianqi

放射性同位素温差发电器 radioisotope thermoelectric generator (RTG) 一种将放射性同位素的衰变热转换成电能的换能装置。由热源、温差电换能器和热辐射器等硬件组成。从放射性同位素衰变时发射出来的高能带电粒子和伽马射线通过物质相互作用，最终被阻止和吸收，射线的动能被转变为热能，使与之作用的物质温度升高。一般采用半衰期为89年的放射性同位素钚238作为热源。温差电换能器是一种利用塞克效应将放射性同位素的衰变热直接转换成电能的换能器件。热辐射器是空间放射性同位素温差发电器的一个重要组成部分。在空间，放射性同位素温差发电器的热量只有一小部分转换成电能，大部分废热将通过热辐射方式排放到空间。放射性同位素温差发电器输出功率较小，一般为几瓦到几百瓦，最高效率达 6.7%，设计寿命可达 5～10 年。

（撰写：陈小霓 审订：褚桂柏）

feichuan chuizhi gonglu yunshuche

飞船垂直公路运输车 vertical road transporter for spacecraft 专门用于垂直状态飞船的公路运输的全挂式汽车列车。其中



飞船垂直公路运输车

F

全挂拖车的组成除换装飞船联接框外，其他与飞船／整流罩组合体垂直公路运输车完全相同(参见飞船/整流罩组合体垂直公路运输车)。 （撰写：苏善德 审订：蔡连贵）

feichuan neihuanjing monicang

飞船内环境模拟舱 spacecraft cabin environment simulation chamber 用来研究载人飞船座舱压力制度的一种专用低压舱设备，也用来进行航天员的选拔和训练。载人飞船座舱压力制度各国有所不同，取决于人体生理的需要和工程实现的可能性，现在飞船选用的多为一个大气压制（氧、氮混合气)。载人飞船内环境模拟舱的主体是一个大型容器，一般做成横卧式圆柱形，还设有压力系统、温湿度系统、气体成分系统、通风系统、二氧化碳吸附回路系统、计算机控制系统、摄像监视及通话系统等。在飞船内环境模拟舱内进行人体试验时，常有数人连续数昼夜在舱内生活，因此舱内设有桌椅和床铺等生活用具，还设有洗漱设备、大小便收集设备及送取食物的过渡窗口和观察窗。飞船内环境模拟舱的主要性能指标涉及舱压、舱温、湿度、风速、快速减压、氧分压控制、二氧化碳分压控制、照明和噪声等。

（撰写：张福冬 审订：魏金河）

feichuan zhengliuzhao chuizhi fengzhuang shebei

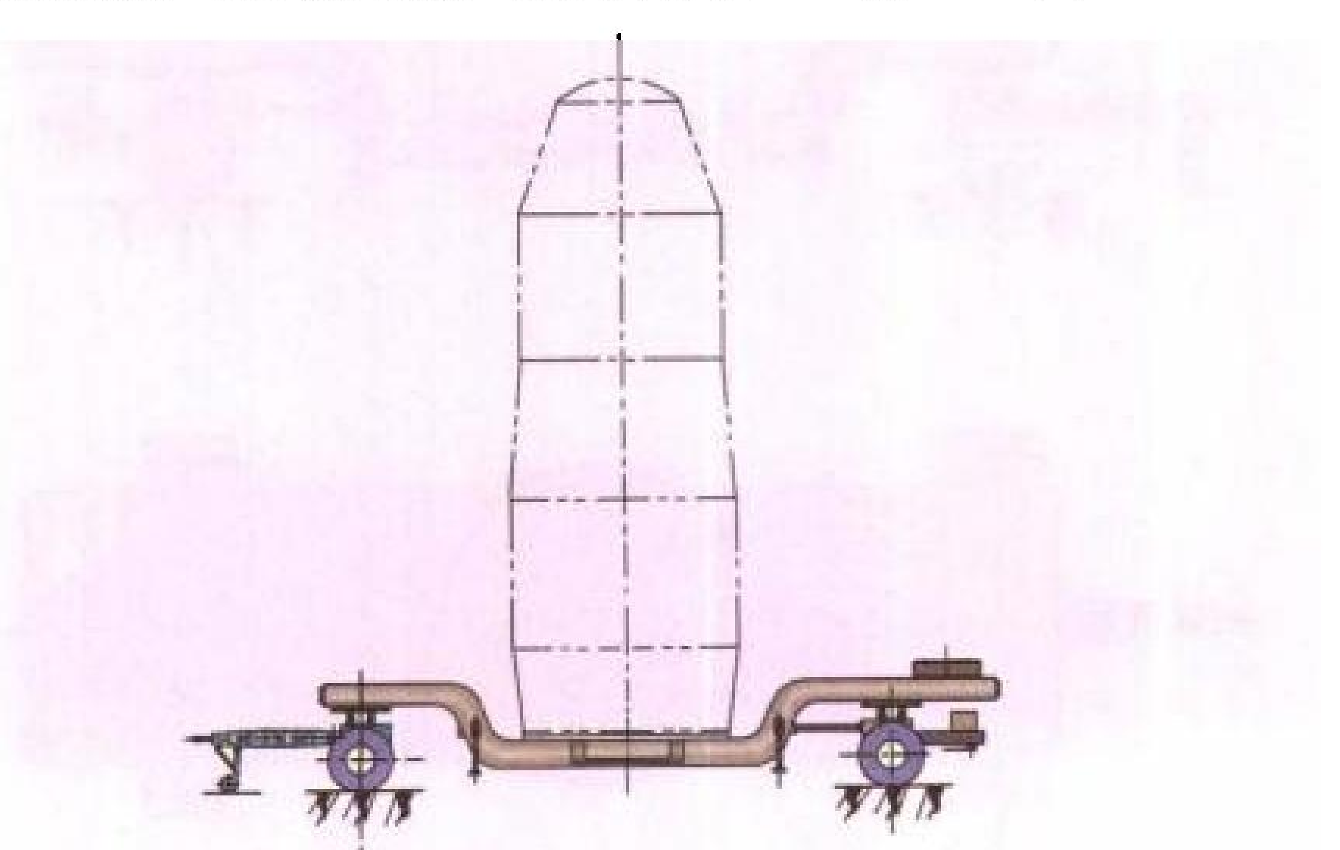
飞船/整流罩垂直封装设备 vertical packaging equipment for spacecraft/fairing 已完成总装、测试和燃料加注后的飞船，在运载器接口上垂直安装，用整流罩予以保护和封闭以及装配整流罩内外部件所使用的专用设备的总称。俄罗斯的载人飞船采用水平封装。我国的载人飞船／整流罩采用垂直封装，由安装飞船支架、飞船与支架对接、安装下支撑机构、合罩、支撑机构调整、栅格翼安装与调整和整流罩解锁机构调试等主要程序组成。按上述预定程序完成各种规定任务所使用的主要设备包括飞船整体吊具、气垫运输车、船／罩组合体垂直停放支架、船／罩组合体装配运输支架、下支撑机构吊具、整流罩半罩吊具、整流罩翻转吊具、半罩运输车、整流罩装配型架、环型工作台、栅格翼吊具和升降工作台等。这些封装设备也可以在垂直状态下，按与封装相反的程序，用于完成飞船／整流罩组合体的分解工作。

（撰写：张福全 审订：蔡连贵）

feichuan zhengliuzhao zuheti chuizhi gonglu yunshuche

飞船/整流罩组合体垂直公路运输车 vertical road transporter for spacecraft/fairing assembly 专门用于垂直状态飞船/整流罩组合体的公路运输的全挂式汽车列车。其中全挂拖车的组成除设置辅助支腿、锁死机构和飞船／整流罩组合体联接框外，其他与卫星／整流罩垂直公路运输车的结构基本相同(参见卫星／整流罩垂直公路运输车)。

（撰写：苏善德 审订：蔡连贵）



飞船／整流罩组合体垂直公路运输车

feichuan zhengliuzhao zuheti chuizhi yunshu qidianche

飞船／整流罩组合体垂直运输气垫车 vertical air-cushion transporter for spacecraft/fairing assembly 用气垫托起，用于转运飞船或飞船／整流罩组合体的运输工具。它用于在飞船厂房转运飞船和在加注厂房转运飞船或飞船／整流罩组合体。该车主要由气源、充气接头、橡胶导管、气瓶、减压器、压力表、安全阀、控制装置、车体、车架和若干气垫组成，对使用条件的要求是地面平整、光滑而结实，没有坡度和沟槽。

（撰写：谢建玲 审订：魏其勇）

feichuan zhuangpei ceshi changfang

飞船装配测试厂房 spacecraft assembly and test building 发射场技术区内完成飞船单元测试、舱段装配、总装、检漏及测试的建筑物。该厂房主要包括转载间、总装测试大厅、单元测试间及其他辅助设施。转载间设有双钩桥式吊车及转载车，以完成飞船各舱段、仪器及飞船整体的转载。总装测试大厅设有双钩桥式吊车和与飞船各舱段相适应的多层工作台及活动工作台，以完成飞船总装、测试及转载准备。厂房内设有若干单元测试间，分别完成制导、导航、控制、测控通信、热控、电源和环控生保等单元测试。厂房内还设有电源和气源设备及空调、净化、防雷、防静电、消防和通信等设施。

（撰写：李玉祥 审订：周载学）

feiji feixing xunlian

飞机飞行训练 aircraft flight training 航天员定期进行的飞机飞行科目练习过程。训练的目的在于：(1)保持熟练的飞行驾驶技能和锻炼对空中环境的适应性;(2)维持已有的特因（超重、失重、前庭功能稳定性、空间定向能力）耐力和应急能力;(3)提高心理稳定性及对异常飞行情况的处理能力。该项训练既要有一定难度，又要确保安全。

（撰写：闫晓霞 审订：魏金河）

feixing chengxu xunlian

飞行程序训练 flight procedure training 使航天员熟悉并掌握载人航天飞行各阶段的状态变化和操作要求的过程。训练的目的是使航天员熟练掌握载人航天飞行各阶段的飞行程序，培养正确识别、判断和处理故障的能力。训练的内容包括：(1)载人航天器正常飞行程序的训练，包括上升段、轨道段和返回段的飞行程序;(2)航天器故障识别与处理技术程序训练，包括航天器总体及各分系统、航天员安全保障装备、空间实验及日常生活和工作用品的故障识别与处理技术程序训练等;(3)上升段、轨道段和返回段的应急飞行程序训练，包括应急工况(如压力应急)下的操作程序训练。训练的重点是应急飞行程序训练及故障识别与处理技术程序训练。

（撰写：闫晓霞 审订：魏金河）

feixing donglixue

飞行动力学 flight dynamics 飞行力学的重要组成部分，是研究作用于飞行器上的力与飞行器运动的关系的应用力学学科。也有人认为，飞行动力学可以简称为飞行力学，二者没有什么区别;或者认为，飞行动力学主要研究在控制输入或外

干扰(如大气紊流)的作用下，飞行器在较短时间内的响应运动。飞行动力学的理论基础是牛顿运动定律。学科内容可分为3大部分:(1)飞行器的飞行性能和飞行轨迹(航迹、弹道、轨道)。这时，可将飞行器视为一个可控的质点。(2)飞行器的动态特性。主要研究飞行器保持或改变飞行状态的能力，即研究飞行器的稳定性、操纵性、机动性和敏捷性等。这时，可将飞行器视为一个可控的质点系——刚体或弹性体。对于某些飞行器，除研究飞行器本身的动态特性以外，还要研究一些附加因素对飞行器运动的影响，如贮箱中液体的晃动，发动机中的旋转部件，摆动发动机或摆动喷管，液体在管道中的流动等。(3)飞行器的飞行精度。考虑飞行器设计公差和实际飞行环境影响时，研究飞行器满足战术或技术要求的程度，如飞行航迹的散布，制导兵器的脱靶量等。飞行器研制和使用中，要研究和解决的飞行动力学问题涉及5个方面:(1)飞行器设计;(2)飞行仿真;(3)飞行任务规划;(4)飞行器的参数辨识;(5)飞行器应用研究。

随着航空、航天及导弹等制导兵器技术和相关学科的发展，飞行动力学已经发展成为一门综合性很强、多学科交叉的边缘学科。主要相关学科有理论力学、空气动力学、弹性力学、自动控制理论、飞行器系统工程学、环境科学、军事运筹学、应用数学和计算机科学等。该学科在理论、实验和计算三方面都有新的发展。根据研究对象的不同，相应建立了飞机飞行动力学、直升机飞行动力学、无人驾驶飞行器飞行动力学、导弹飞行动力学、火箭飞行动力学、航天器飞行动力学等。在内容上已经从传统的飞行动力学发展成为有控飞行(动)力学和计算飞行(动)力学。

(撰写：关世义 审订：邵继法 刘恒振)

feixing kekaoxing

飞行可靠性 flight reliability 飞行器在规定的飞行条件下，在规定的飞行时间内，结构不出故障且性能不超出容许极限的概率。令 A 表示结构不出故障，B 表示性能不超出容许极限，则飞行可靠性可表示为

$$R=P(A\cap B)=P(A)\cdot P(B/A)$$

式中 $P(A)$ 为结构可靠性;$P(B/A)$ 为性能可靠性。提高飞行可靠性的主要途径是在型号研制过程中开展可靠性保证。开展可靠性保证工作的程序是制定可靠性保障大纲和计划;对分承制方进行可靠性监控，开展可靠性设计，对原材料、元器件和外购件进行可靠性控制;开展失效模式与效应分析;进行可靠性关键项目控制;进行可靠性增长试验;开展可靠性鉴定;编写故障报告，开展故障分析，并制定改正措施;制定生产阶段可靠性与质量控制大纲，并进行人员培训等。

(撰写：杨俊杰 审订：朱维增)

feixing poumiantu

飞行剖面图 flight profile 导弹从发射到命中目标的飞行轨迹在垂直于地面的平面内的示意图。在飞行剖面图上表征有特性点、指令、控制等重要飞行性能参数。不同类型导弹的飞行剖面图均不一样。典型的飞航导弹飞行剖面图如图1所示，典型的弹道导弹飞行剖面图如图2所示。

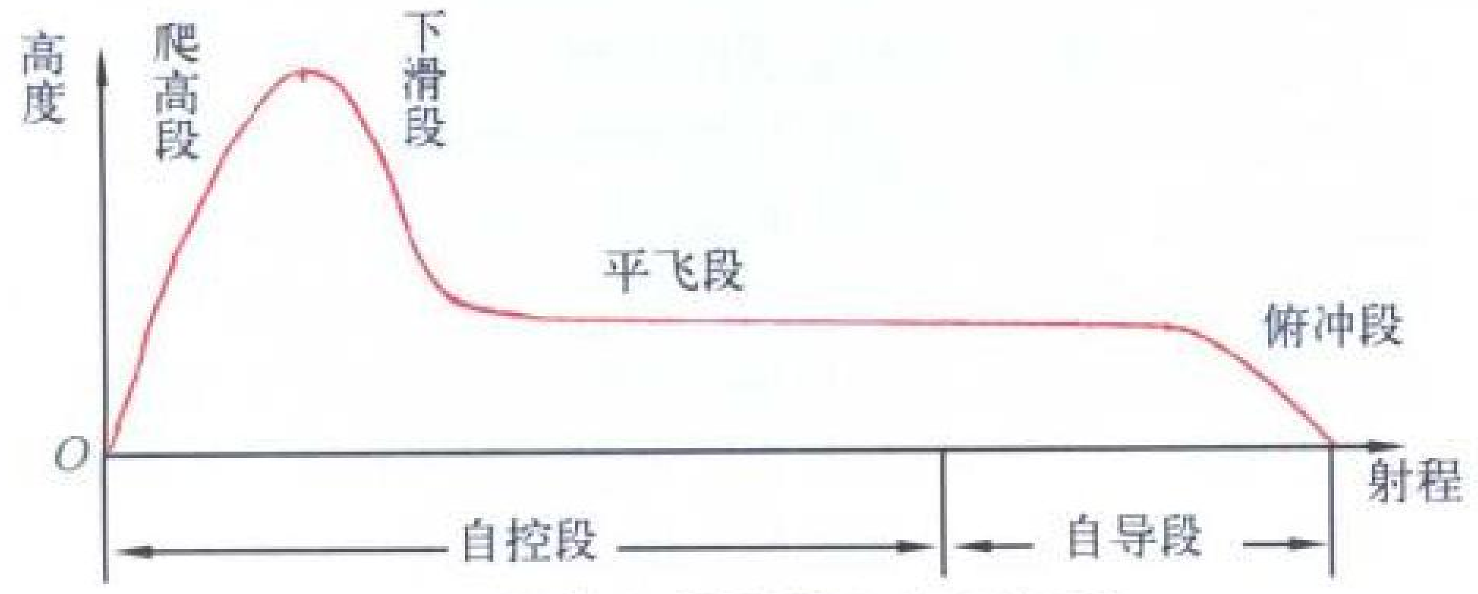


图1 典型飞航导弹飞行剖面图

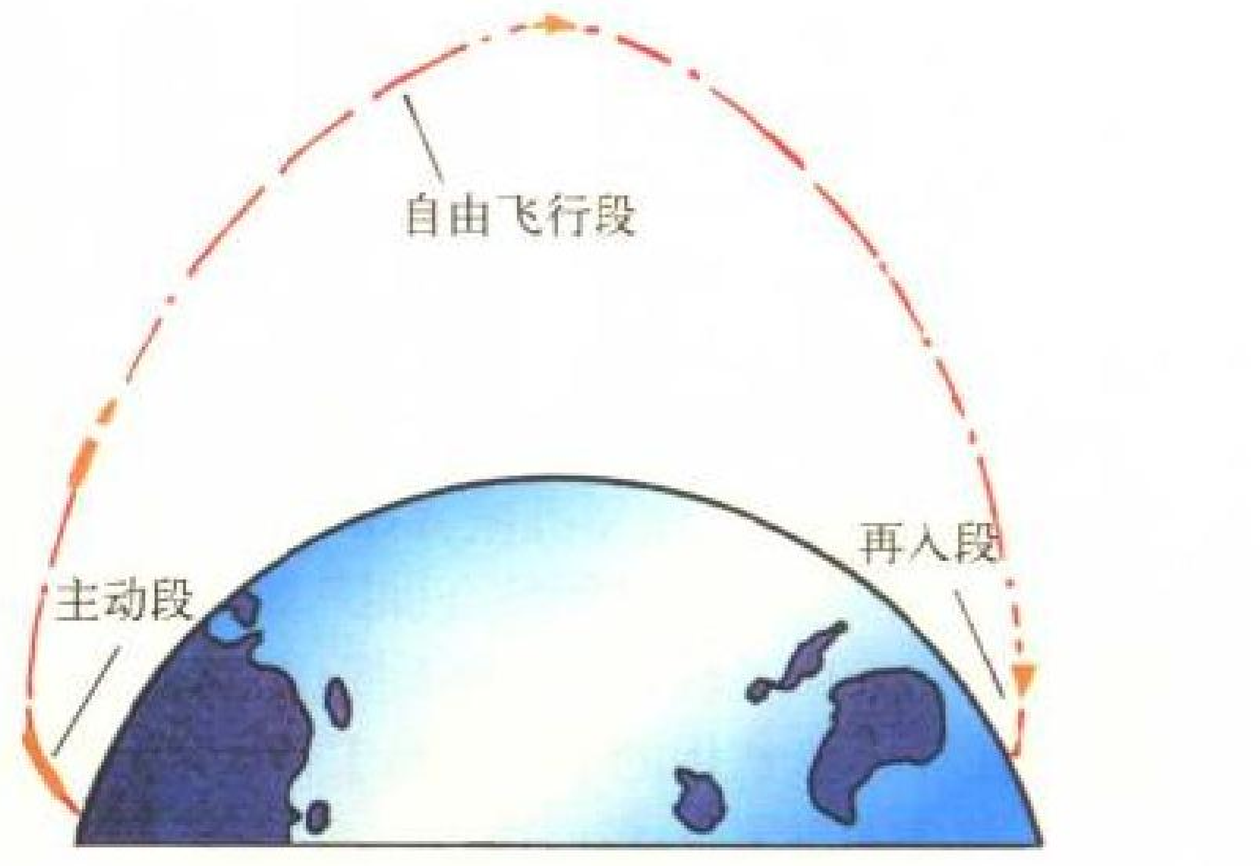
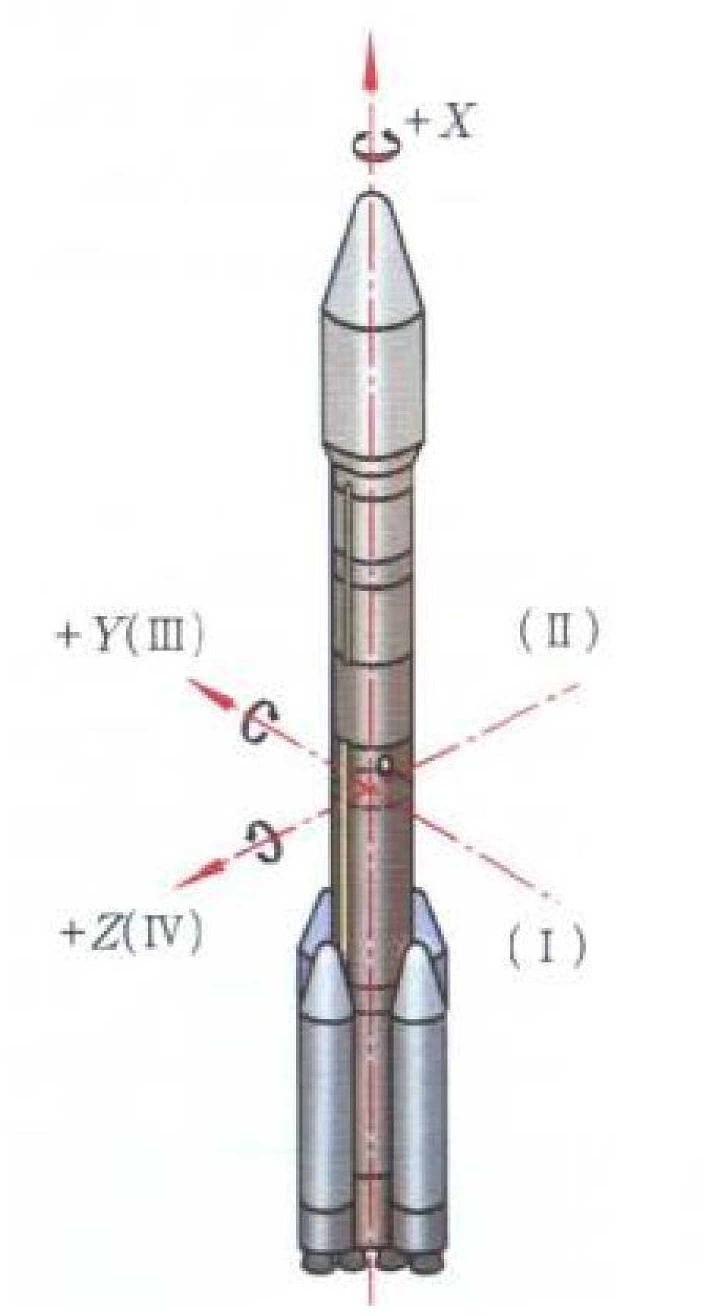


图2 典型弹道导弹飞行剖面图

(撰写：邵继法 审订：关世义)

feixingqi benti zuobiaoxi

飞行器本体坐标系 vehicle body coordinate system 又称飞行器坐标系、弹体坐标系或箭体坐标系等。原点O在飞行器质心，OX轴沿飞行器纵轴指向头部；OY轴在飞行器的纵对称面内垂直于OX轴，指向上；OZ轴与OX轴、OY轴构成右手直角坐标系的坐标系。作用在飞行器上的力矩的3个分量(滚动力矩、偏航力矩和俯仰力矩)是相对于飞行器本体坐标系定义的，其正向与相应坐标轴的指向一致。飞行器本体坐标系与发射坐标系之间的相对转动描述了飞行器的飞行姿态。在研究力和力矩与飞行器运动的关系时，常常用到飞行器本体坐标系。



飞行器本体坐标系示意图

(撰写：余梦伦)

feixingqi guiji zizhushi celiang

飞行器轨迹自主式测量 self-measurement of flight trajectory 用置于飞行器(导弹、火箭或航天器)内部的惯性测量设备(如平台、陀螺仪和加速度计等)获得飞行器在某一坐标系中的位置和速度参数的过程。这些参数是飞行器控制系统的输入参数，用遥测系统传输到地面供设计人员快速分析飞行器性能。当用火箭发射卫星时，这些参数可用于预报卫星初轨根轨数；而用导弹射击目标时，则可用于预报导弹落点。飞行器轨迹自主式测量的参数传输到地面经过事后处理可与外弹道测量的数据比较，用于分析导弹/火箭性能和改进设计。

(撰写：周 烈 审订：魏其勇)

feixing renwu xunlian

飞行任务训练 mission training 航天员为执行特定飞行任务而进行的操作技能和程序训练。当航天员的飞行任务确定后，便开始实施该训练。训练的内容因执行任务不同有所差

F

异，与所承担的任务密切相关。训练的总体内容如下:(1)飞行程序训练，系统地练习整个过程的操作程序;(2)发射训练，了解火箭及其系统的飞行特性和程序以及正常和故障程序操作训练;(3)出舱活动训练，即舱外航天服及其机动系统、束缚装置及特殊工具使用等训练和急救安全措施训练;(4)交会对接任务训练，即操作航天器同另一航天器交会对接的技能和程序训练;(5)有效载荷训练，即使用机械臂等工具部署和回收有效载荷的技术程序训练;(6)全过程综合训练，即载人航天网络系统综合模拟程序演练以及航天员与地面操作控制人员间的协调与实施能力的训练。训练用的手段包括工作手册、教材、计算机辅助系统、各种模拟舱、模拟设备和实物等。

（撰写：闫晓霞　审订：魏金河）

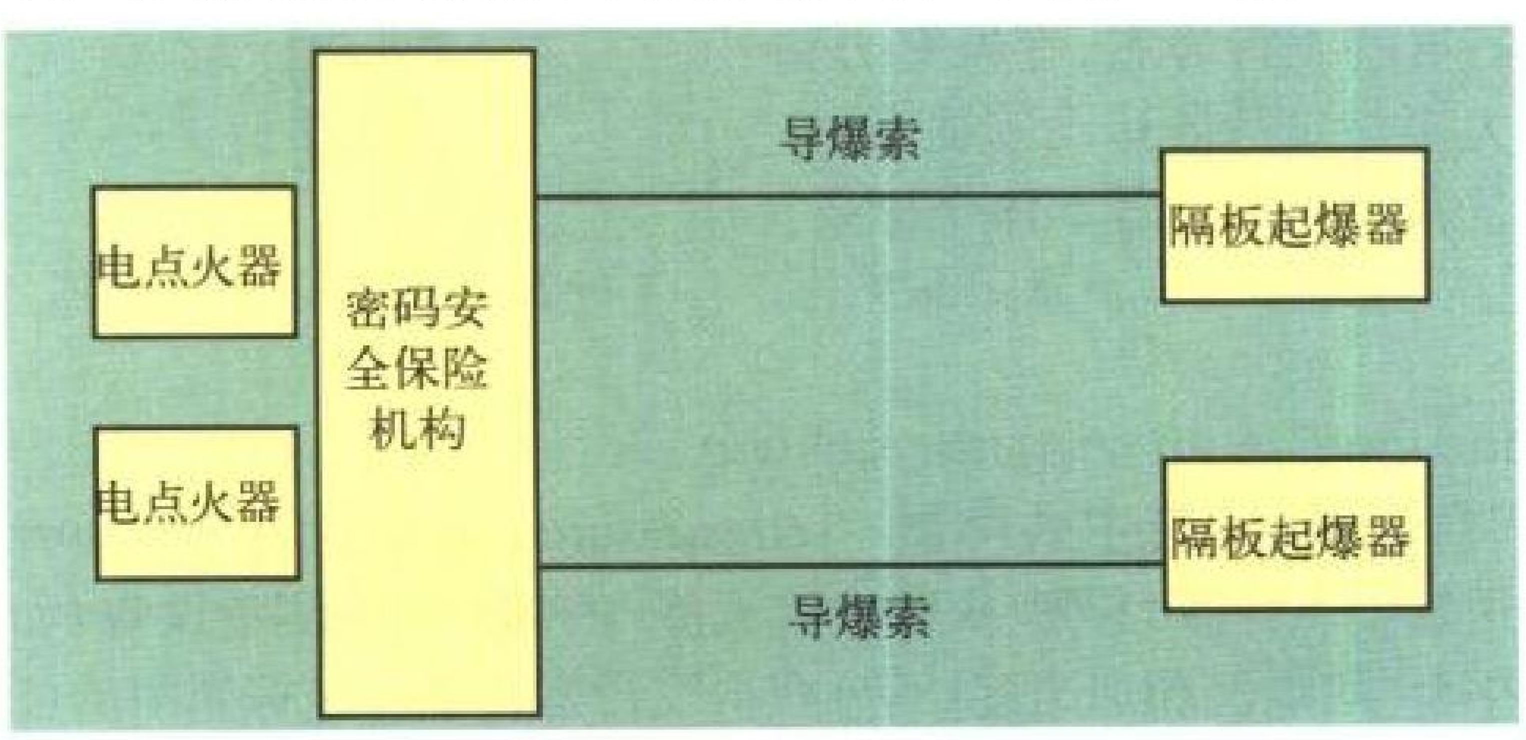
feizhen ceshi

飞针测试 flying probe testing　又称可动探针测试。采用程控技术使一个或几个探针各自移动，并与被测试点接触，用相应的测试硬件和软件完成对该点的电性能测试。探针一般由直线马达来驱动。为了减少探针对测试点的冲击，Z轴采用可编程软接触技术。它主要用来测试高密度印刷线路板(PCB)和表面贴装(SMT)以及多芯片组件(MCM)的多层基板。与测试低密度印刷线路板时所用的具有许多探针的针床测试相比，其优点是无需改变测试仪的结构，用不同的软件就可以测试不同的基板。由于测试时是软接触，对测试点表面无损伤。其缺点是只能一个一个地接触测试点，测试速度慢。

（撰写：孙泰仁　审订：刘佑宝）

feidian chuanbao xitong

非电传爆系统 non-electric booster system　弹射动力装置的一部分。由电点火器、密码安全保险机构、导爆索及隔板起爆器组成。它安装在高压室外，与高压室点火组件相通。当控制系统发控台指令密码锁解锁时，安全保险机构转为工作状态，导弹发控台的点火指令起动电点火器，然后再由高压室点火组件点燃主装药，完成弹射。由于有密码安全保险机构，非电传爆系统确保了弹射动力装置的安全可靠。

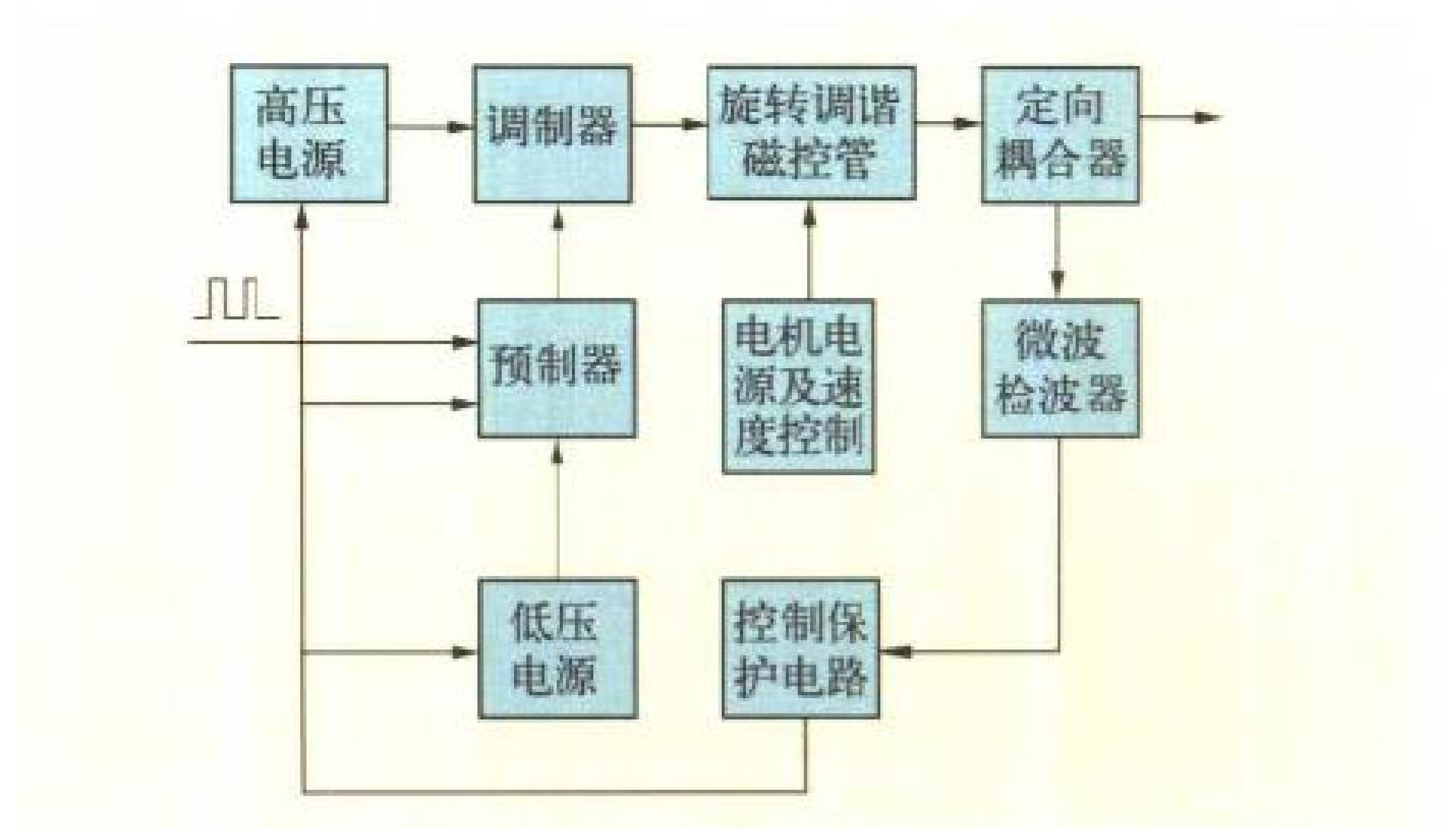


非电传爆系统示意图

（撰写：段绍维　审订：王瑞铨）

feixiangcan pinlü jiebian leida fasheji

非相参频率捷变雷达发射机 incoherent frequency agility radar transmitter　通过天馈系统向目标发射的相邻脉冲信号载频频率快速变化(即频率捷变)，而且发射的载频信号相位与本振信号相位不相干的发射机。这种发射机的关键器件是通过伺服或步进电机带动真空部分的旋转调频系统实现频率跃变的旋转调谐磁控管。频率捷变方式可分为:在调谐范围内跳频工作;脉冲重复频率固定，电机转速随机变化;电机转速恒定，脉冲重复频率随机变化;电机转速和脉冲重复频率同时随机变化;程控频率捷变和自适应频率捷变等。它与快调本振相配合实现频率捷变后，使雷达的抗干扰能力、作用距离、跟踪精度、抑制海杂波干扰能力都有很大提高。非相参频率捷变雷达发射机已得到广泛应用。



非相参频率捷变雷达发射机的组成

（撰写：陈永海　审订：刘凡勇）

feizaishengshi shengming baozhang xitong

非再生式生命保障系统 nonregenerative life support system　又称开放式生命保障系统、消耗性生命保障系统或储存式生命保障系统。航天员消耗的氧、水和食物均由地面供应而不回收利用的生命保障系统。短期的载人航天器和初期的空间站都安装此类系统。航天员排出的废气、废液和固体废物或放出舱外或封存起来带回地面，均不进行再生处理。这类系统甚至常常采用水等热容量大的液体作为散热剂，用完后放出舱外空间不予回收。这种系统设计简单，对短期飞行具有较好的经济性，安全可靠性高，体积小，质量小。氧气是短期飞行消耗量大的物质，除航天员呼吸用氧外，泄漏气体补偿也需消耗相当多的氧。氧气的储存采用高压气瓶或超临界压力的低温容器。航天员呼出的二氧化碳多采用氢氧化锂吸收，吸收饱和后作为废物带回地面。含氧量大的超氧化钾在吸收二氧化碳的同时还可放出氧气。上述二氧化碳和材料本身都是消耗性物质。水由地面注满的水箱提供，废水不再回收利用。储存食物是乘员的唯一口粮，粪便包装后带回地面。美国的“天空实验室”采用分子筛吸附二氧化碳，这只是材料本身可再生，而二氧化碳仍然放出舱外。俄罗斯“礼炮号”空间站早期飞行阶段，废水均不回收利用，1975年后逐步回收再生冷凝水作为饮用水，开始了再生式生命保障系统应用的历史。美国现役航天飞机往返穿梭在天地之间，但其生命保障系统是典型的非再生式系统。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

feiziran tuijinji

非自燃推进剂 non-hypergolic propellant　液体氧化剂和液体燃料相互接触后不能自燃的推进剂组合。和自燃推进剂不同，使用非自燃推进剂的发动机需要有辅助点火装置。从点火装置启动到非自燃推进剂开始出现火焰的时间间隔称为点火延迟期。点火延迟期的数值随测试方法的不同而不同，也随点火时的压力和温度而变化。非自燃推进剂在使用时，希望它的点火延迟期短、点火温度低和点火能量小。常用的点火方式是电点火、火药点火和化学点火剂点火等。液氧/液氢和液氧/煤油都是非自燃推进剂。

（撰写：蒋凤翥　审订：胡平信）

feiqi guidao

废弃轨道 grave orbit 航天器在工作寿命结束后，为了不危及其他航天器安全而进入的处置轨道。当一个航天器不能再履行使命以后，整个航天器就是一件垃圾，不但不能有效地工作，而且有可能影响、甚至破坏正在运行的航天器。处理这种报废航天器的一种办法是让其离开原来的轨道，进入废弃轨道。例如，地球静止轨道位置目前十分紧张，为了避免干扰和碰撞工作中的卫星，工作寿命结束的地球静止卫星可利用星上推进器，将轨道提高几百千米。

（撰写：张云彤　审订：范秦鸿）

feishui chuli yu zaisheng

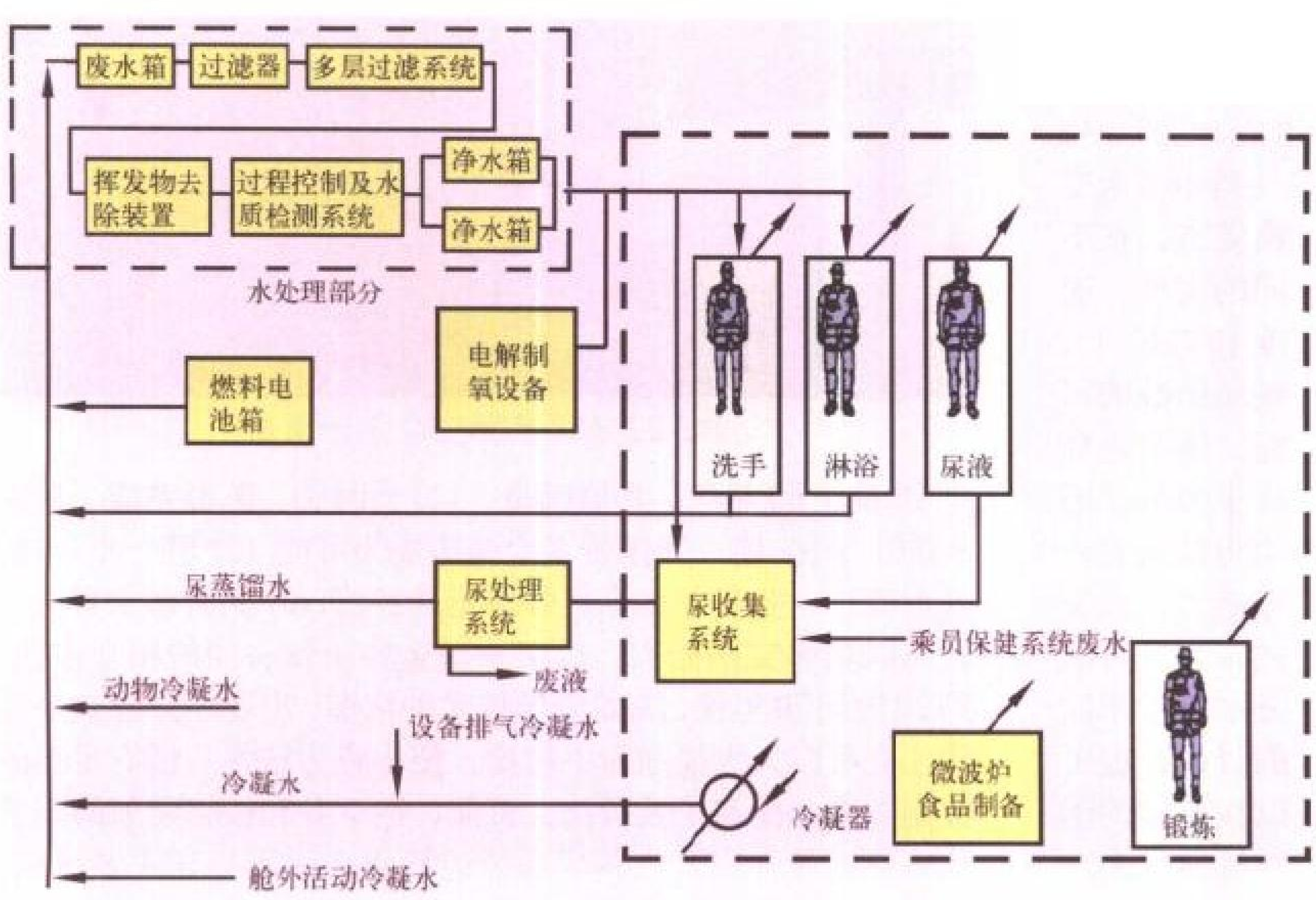
废水处理与再生 waste water processing and regeneration 将各种废水处理和再生为可供航天员使用的清洁水的过程。载人航天器的水消耗量很大，因此回收和再生乘员代谢废水和卫生废水具有重要的意义。航天器产生的废水有3类：一类是温、湿度控制系统收集来的冷凝水和二氧化碳还原系统生成的反应水，这类废水比较清洁，可以处理再生为饮用水；第二类为洗手、洗衣和淋浴废水，这类废水经处理可以得到卫生用水；第三类是尿液和医务废水等比较脏的废水，可以再生取得纯净水，用于电解制氧。冷凝水的处理和再生系统在20世纪70年代就已用于“礼炮号”空间站。从1986～1994年初，“和平号”空间站共回收处理冷凝废水8100 kg，冷凝水的回收效率达100%，每回收1 kg水要消耗的物质（包括更换件）仅为0.2 kg，消耗电能（不计水的预热）为2 W·h，系统处理能力为每天18 kg，成为高回收率、比能量与比质量最低的系统。国际空间站的俄罗斯部分在投入使用的第一阶段主要使用这一系统回收清洁水。第二类废水的处理与再生系统在1990～1994年期间安装在“和平号”空间站上使用。航天员使用淋浴设备洗澡每人每天用水量为4.35 kg。第三类废水的处理和再生在“和平号”空间站上长期使用。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

feishui xunhuan chuli xitong

废水循环处理系统 waste water cycling and processing system 回收航天员代谢及生活废水，并处理和再生成为饮用水、卫生用水和电解专用水的设备。国际空间站美国实验舱安装的废水循环处理试验系统如图所示。航天员洗手、淋浴等废水直接收集到废水储器，尿液经尿液收集与处理及再生系统成为清洁水输入废水箱，收集到的冷凝水及二氧化碳还原系统生成的纯净水都输入废水箱。这些废水经过后级综合处理部分的处理后供给航天员使用。后级水处理部分包括初滤、多层过滤、挥发物去除装置等环节。此种废水处理系统称为集中处理系统，航天员饮用、卫生用水和电解制氧以及尿冲洗用水都来自同一净水储箱。俄罗斯部分的废水处理系统则是分散处理，冷凝水处理系统输出的水专供航天员饮用。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）



美国实验舱的废水循环处理试验系统

feiwu chuli xitong

废物处理系统 waste management system 载人航天器上收集和处理航天员排泄物及生活废物的专用系统。早期的载人航天器废物处理设施都比较简单，尿液及粪便的管理难以满足乘员的要求。航天员排尿时采用接触式的套筒形小便收集装置和抽吸式的导尿管，粪便的收集用品仅为一块多层布料及一些消毒药品，使用时采用紧贴方式，便后手工挤碎消毒药物并揉搓均匀，然后投入废物箱加以贮存。废物贮箱可通过阀门与外部真空连通以排出臭气，从而避免对舱内气体环境的污染。现代载人航天器都安装有完善的废物处理系统，舱内还设有垃圾收集、紧缩与贮藏设备等。新式排尿和粪便收集设备往往组合成为一体，接近于地面使用的坐式便器，男女均可使用。由于微重力条件的存在，系统必须具有液、气、固三态物质分离的特殊功能。航天员在排尿时，利用空气流的引射作用把尿液带出便器，输入离心式气液分离器。分离器把尿从空气流中分离出来，气体经过净化装置回流到舱内大气，尿被贮存在容器里。收集的尿液或在空间处理或带回地面。乘员大便时身体必须与便器定位牢固，给脚部以限制，并手持把手和操作装置完成排便过程。液、气、固三相分离通过将0.84 m^3/min的空气流引入便器完成，便器的搅碎机构把粪便打碎，并借助离心作用分布沉积于便器内壁铺设的一次性贮便袋里，输出气流通过滤器和灭菌消毒装置进入水、气分离器，在此使尿与气体分离。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

fenbianlü

分辨率 resolution 有狭义与广义之分，前者是对图像清晰度而言，后者是对遥感器性能而言。从狭义上讲，分辨率表示遥感系统获取、传输或显示图像细节的能力。这种能力用所显示图像幅面的高度（垂直方向）和宽度（水平方向）上能显现的线条数或黑白线对数（两者数值相同）来表示，分别称为图像的垂直分辨率和水平分辨率。分辨率越高，人眼看起图像来越清晰。从广义上讲，分辨率是指遥感器所能达到的空间、光谱和辐射的分辨能力以及两次获得同一地区图像的时间间隔，这些能力及时间间隔分别被称为空间分辨率、光谱分辨率、辐射分辨率和时间分辨率。也有人把时间分辨率称为重复观测周期。它除了与轨道参数有关外，还与扫描宽度有关。一般而言，在遥感器体积、质量和功

耗一定时，放宽对空间分辨率与光谱分辨率的要求，就可以提高辐射分辨率，反之亦然。根据对遥感器上述4种分辨率的不同使用要求，可以设计出适用于气象、海洋与陆地这3类不同应用的遥感器。有时受到遥感器设计的限制，为了提高时间分辨率，可用多颗卫星构成星座。简单的星座（如双星运行的极轨气象卫星）可做到12 h重复观测一次。

（撰写：金志煜　审订：唐绍凡）

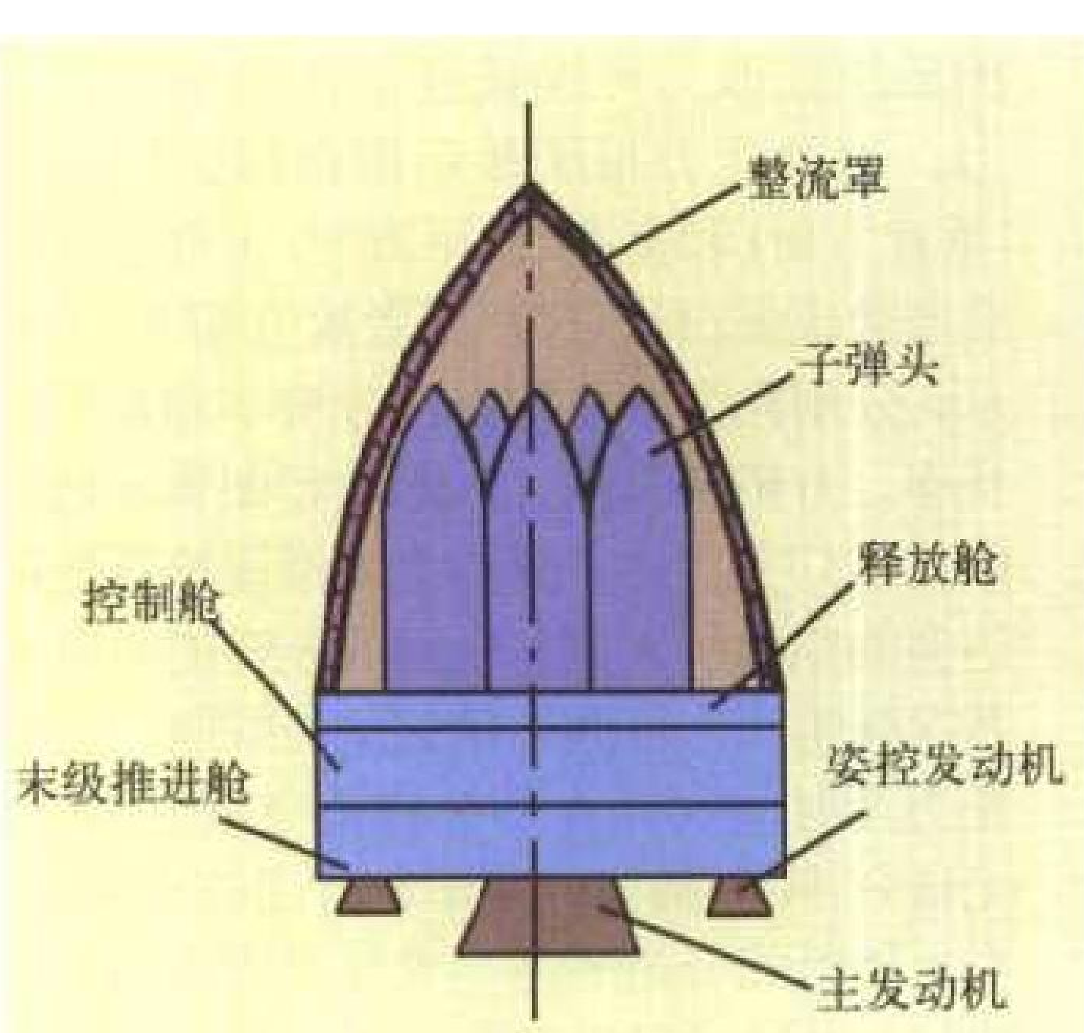
fenbu jiaohu fangzhen

分布交互仿真　distributed interactive simulation　采用协调一致的标准、协议、结构和数据库，通过网络将分布在不同地理位置上的仿真节点连接起来，在人的参与下进行的综合仿真。1994年，美国分布仿真互操作标准专题小组将分布交互仿真的主要功能定义为“一种连接不同地理位置上不同类型仿真对象的基础框架，用以为高度交互的仿真活动提供一个逼真、复杂、虚拟的‘世界’”。该基础框架把具有不同目标的系统、不同时期的技术、不同厂商的产品以及不同的平台组织起来并允许它们进行互操作。分布交互仿真旨在支持3类实体（即虚拟实体、实物实体和构造实体）的混合仿真。分布交互仿真产生于1983年由美国国防高级研究计划局和陆军共同实施的SIMNET项目。在该项目开发的技术的基础上，1993年美国电气电子工程师协会（IEEE）发布了分布交互仿真标准IEEE1278 1-5，定义了分布交互仿真系统的体系结构、数据通信、演练管理等一系列标准。其最新版本也称为DIS2.X。标准的建立促进了分布交互仿真技术在军用和民用领域的广泛应用。随着仿真技术及其相关技术的发展，分布交互仿真的概念也在不断发展。狭义的分布交互仿真指基于IEEE1278标准的分布式仿真，而广义的分布交互仿真则泛指IEEE1278、聚集级仿真协议以及在此两种技术基础上发展起来的高层体系结构技术。近年来，分布交互仿真技术在军民领域获得了更为广泛和深入的应用。

（撰写：卿杜政　审订：李伯虎）

fendaoshi duodantou

分导式多弹头　multiple independently-targeted reentry vehicle (MIRV)　装有两个以上子弹头并带有制导系统和动力装置的弹头。分导式多弹头是集束式多弹头的发展，其母弹头很重，有推进系统和制导与稳定系统。从结构上看，分导式多弹头由末推进舱、控制舱和子弹头释放舱3大部分组成（见图）。按预定指令，母弹头与弹体分离后，母弹头要在飞行中多次变换姿态，在不同的高度、速度和方位上，按所瞄准的目标，逐个地释放子弹头。因为母弹头有分导能力，分导式多弹头可以分别攻击不同的目标，也可以按不同的落地时间，去攻击同一个目标。分导式多弹头的特点是：(1)所投放的子弹头分布地域较大，两个子弹头的落点距离可达数千千米量级；(2)在投放子弹头的同时，也可以释放诱饵、各种干扰弹头和假目标等，因此突防能力较强。

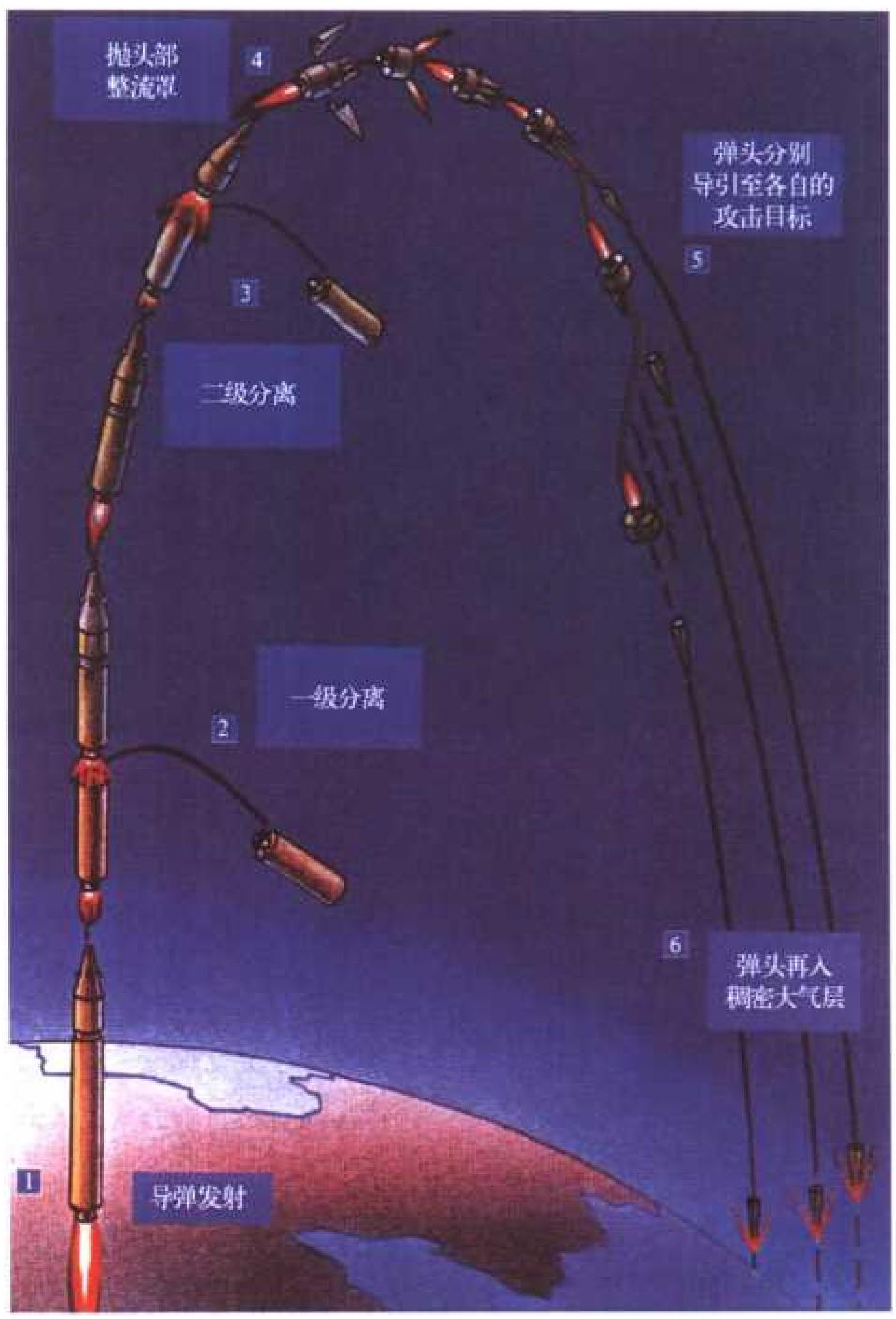


分导式多弹头结构示意图

（撰写：于德滨　审订：薛成位）

fendaoshi duodantou zhanlüe daodan

分导式多弹头战略导弹　strategic missile with multiple independently-targeted reentry vehicle　带有多个弹头并能将它们分别导向不同目标的战略导弹。目前这种战略导弹都是弹道式导弹，用以同时打击敌方多个战略目标（见图）。装有分导式多弹头的战略导弹有陆基和海基两类。陆基分导式多弹头战略导弹多用地下井发射，如美国的“民兵”3、“和平保卫者”（MX）和前苏联的P-36M（SS-18）；有的采用铁路发射方式，如前苏联的PC-22（SS-24）。海基分导式多弹头战略导弹以潜艇为发射平台，如美国的“三叉戟”2和前苏联的PCM-52(SS-N-20)等。分导式多弹头的前身是集束式多弹头，起源于20世纪60年代，其原因是：(1)当时美、苏都完成了核弹头的小型化，使一弹携带多个弹头成为可能；(2)用一井（或艇发射管）、一弹发射多个核弹头更为经济；(3)同时多个目标飞行可以增强突防能力，但必须避免各子弹头间的相互摧毁。到20世纪70年代，随着分导技术的掌握，出现了分导式多弹头。它可以大大提高命中精度，使小威力核弹头仍有足够的毁伤效果，提高了效费比。目前，地下井和铁路发射的陆基战略弹道导弹以及海基战略弹道导弹多采用分导式多弹头。由于大型陆基分导式多弹头战略弹道导弹携带的弹头多，而生存能力又相对较差，拥有方在战争一开始就想抢先发射出



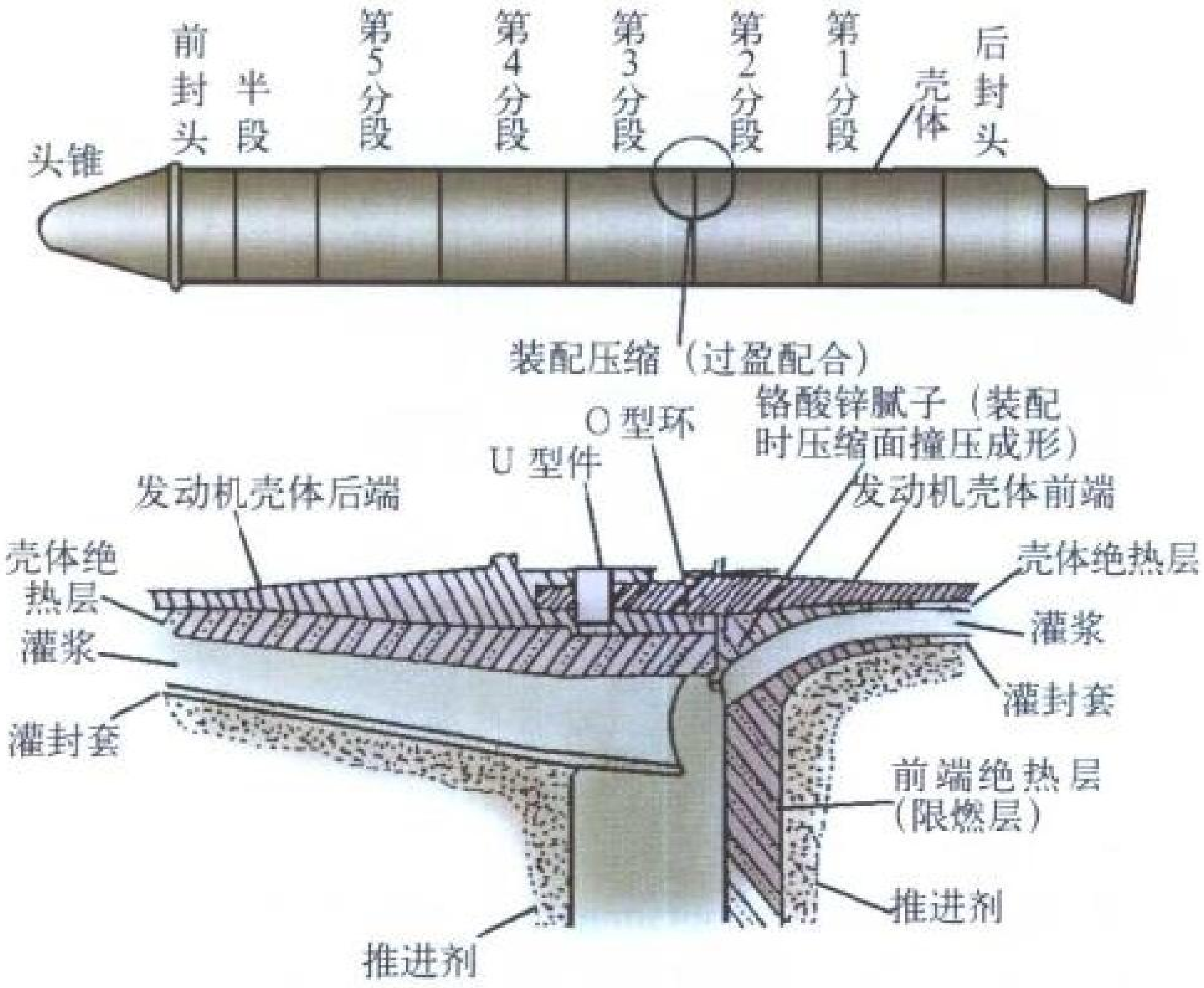
PC-22导弹子弹头分导示意图

去，因而使它成为一种“不稳定”的战略力量，在美、俄《削减进攻性战略武器条约》中，被列为需首先削减的武器。

（撰写：魏其勇　审订：刘宝镛）

fenduanshi guti huojian fadongji

分段式固体火箭发动机　segmented solid rocket motor　分成若干段，各段通过密封连接结构组成整体的固体火箭发动机。它的每段有各自的壳体、绝热结构和推进剂药柱等，最前面的一段带有前封头部分，最后面的一段带有后封头及与喷管连接的部分，各段之间通过特殊设计的密封连接结构连成整体，如图所示。分段式固体火箭发动机大多用于特大型固体火箭发动机，以解决特大型固体火箭发动机装药和运输等方面的困难。例如，美国航天飞机的固体助推发动机质量569.6 t，分成11段;美国“大力神”运载火箭的固体助推发动机和欧洲“阿里安”5运载火箭的固体助推发动机也都采用了分段式结构。有些中小型固体火箭发动机根据结构安装上的特殊需要也可采用分段式结构。分段式固体火箭发动机各段间的密封连接结构十分重要。1986年1月28日，美国“挑战者号”航天飞机失事就是由于右侧固体助推发动机的分段密封连接结构发生燃气泄漏引起的。



分段式固体火箭发动机示意图

（撰写：黄坚定　审订：王 铮　刘志武）

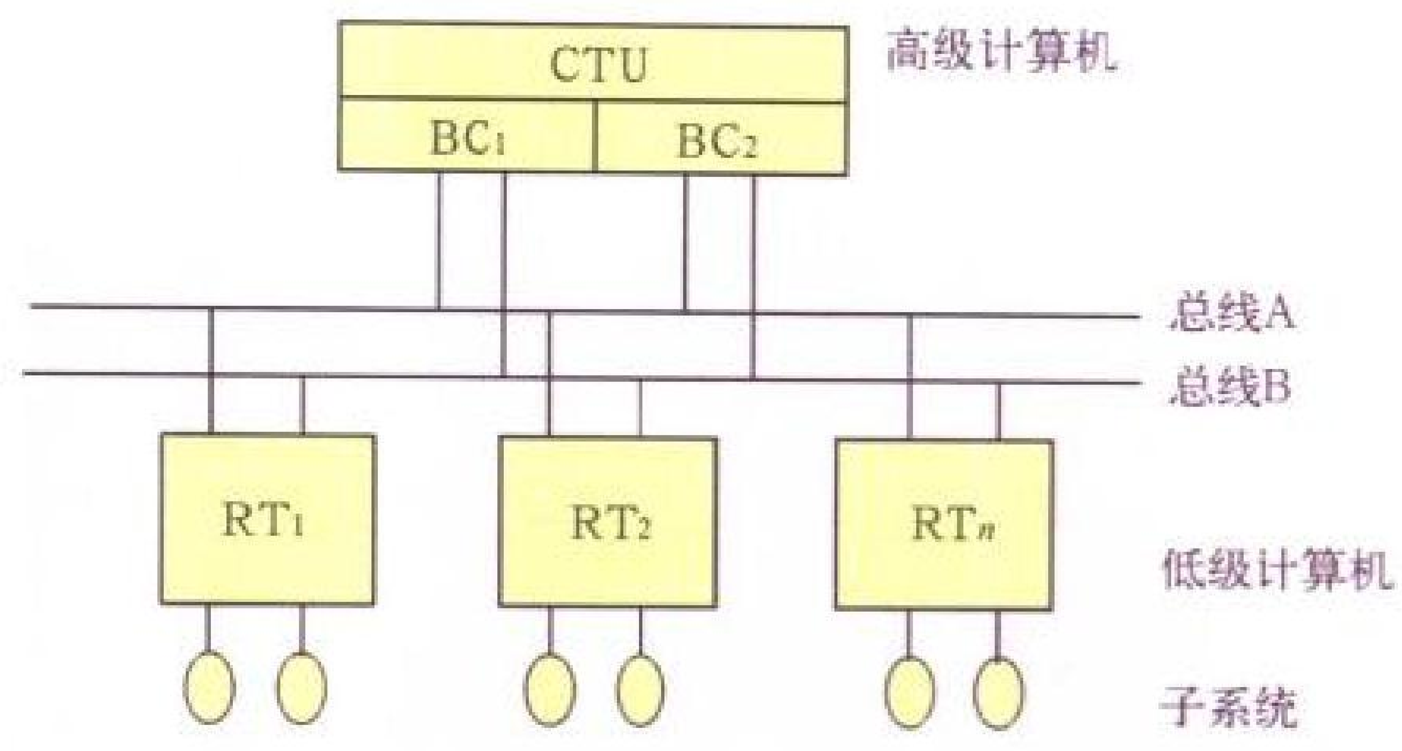
fenduanshi zhuangyao

分段式装药　segmented grain loading　对分段制成的燃烧室绝热壳体进行推进剂浇注、固化、脱模和整形的过程。特大直径与长度的固体助推发动机(如美国航天飞机的固体助推器，每台装药量502 t）整机运输困难，难于用通常的真空浇注直接装药，需将发动机燃烧室划分为若干段，为每段分别设计模具，真空浇注制造。分段式装药工艺主要应用于大型固体助推器。有特殊需要的中、小型固体发动机也有采用分段式装药的。分段式装药在将一段药柱浇注后，可根据需要进行或不进行固化(半固化)，再浇注另一段药柱，最后固化、脱模、整形，完成装药。

（撰写：陈长乐　黄坚定　审订：姚润森）

fenji fenbushi xitong

分级分布式系统　hierarchical distributed system　按计算机开放系统互连（ISO/OSI）参考模型组织的一种分布式系统结构。该系统的所有组成部分均作为单元，属于某个逻辑控制层(级)，每个单元受较高一级的单元控制，最高一级的单元也称为中央单元（CTU），而所有的子系统则受较低一级的单元直接控制，最低一级的单元也称为远置单元（RT）。级与级之间通信通过高速串行数据总线（SDB）或网络实现。这种系统提供了在高度集中式系统和高度分散式系统之间的很好的平衡，具有很高的模块性、可控性和故障情况下的生存力，支持航天飞行器采用公用平台概念的设计思想。分级分布式系统一般采用两级结构。鉴于CTU和SDB必须满足很高的可靠性要求，因而大多采用冗余配置。典型的两级分布式系统结构框图如图所示，图中“BC”是总线控制器。



两级分布式系统结构框图

（撰写：蒋轩祥　审订：于伦正）

fenli dianlianjieqi

分离电连接器　separation connector　用于多级运载火箭、导弹或其他武器系统中级与级之间的电路连接和分离的机电元件。它由插头和插座两部分组成。插头有拉杆分离、电磁分离等形式，插座一般均为密封插座并设有防火焰机构。火箭飞行时，箭上电子设备通过分离电连接器的接触件向各子级火箭的机电设备输送控制、测量电信号。当第一级火箭发动机工作结束、第二级火箭发动机工作时，分离电连接器通过电磁和机械信号实施快速分离，迅速切断电路，然后火箭实施级间分离。分离后的插头随上一级火箭被抛弃，插座随下一级火箭继续飞行。插座上的防火焰机构能耐受火箭分离时发动机工作产生的火焰和热气流的冲刷，可有效地防止插座内各电路接点间的导通短路。

（撰写：徐光熙　审订：许金雨）

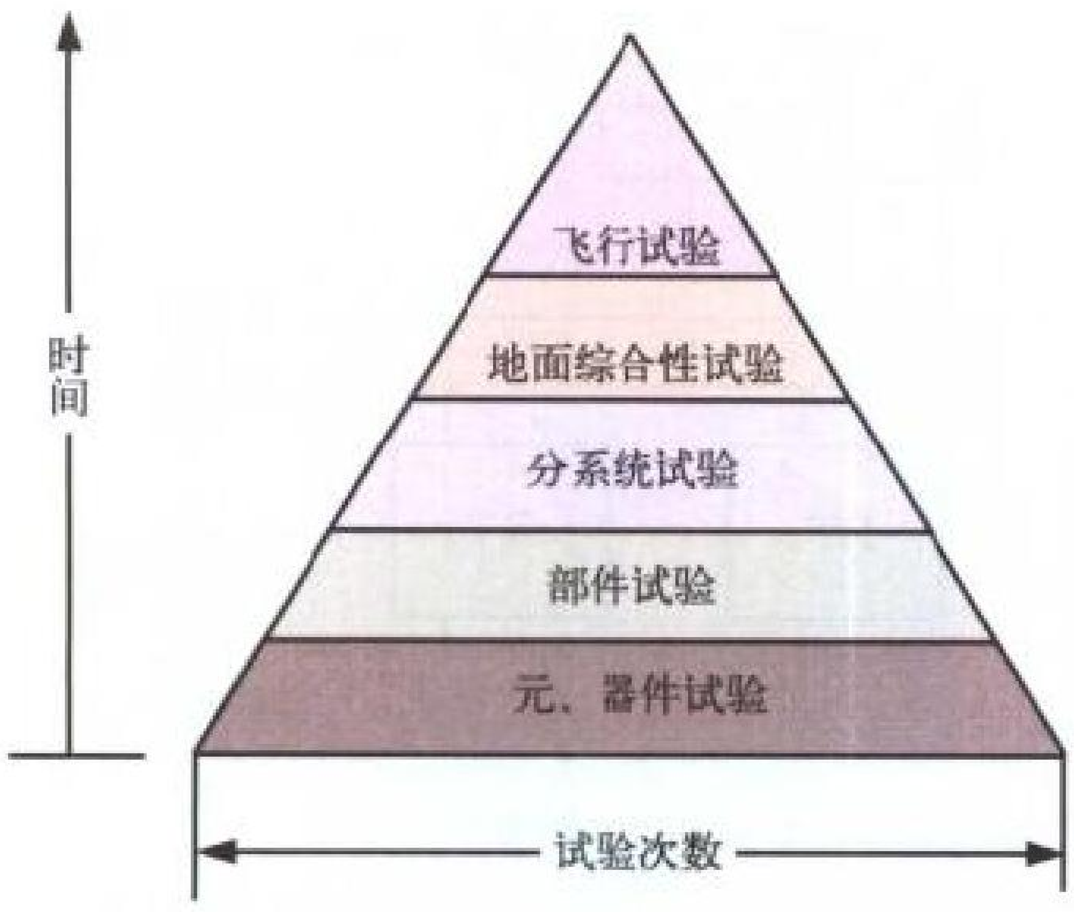
fenxitong

分系统　subsystem　系统中相互关联并能为实现系统的总体功能而协调工作的、不同功能的次级系统。导弹武器、运载火箭或航天器本身是为完成特定任务而设计的一个整体，由多个分系统组成，各分系统之间相互配合，综合形成整个系统的总体功能。例如，弹道导弹和运载火箭一般包括有效载荷、弹／箭体结构、动力系统、控制系统、安全系统、遥测系统、外弹道测量系统、制导系统、测试发控系统和推进剂利用系统等分系统。航天器一般包括有效载荷、结构、温控、电源、无线电测控、姿控和轨道控制等分系统。

（撰写：徐 文　审订：朱维增）

fenxitong shiyan

分系统试验　subsystem test　将分系统各部件集成在一起进行的试验。航天型号产品作为一个系统，均由不同功能的分系统组成。例如，运载火箭是由成千上万个元器件及仪器设



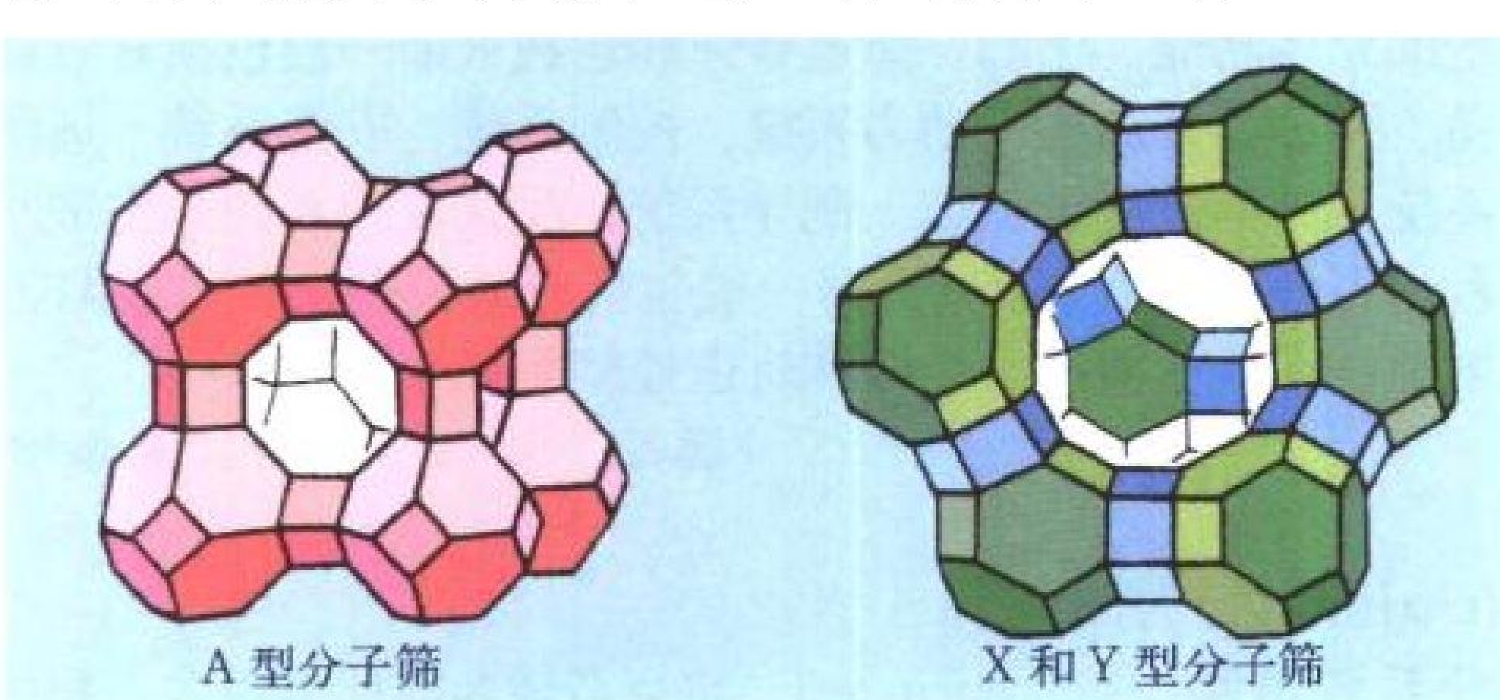
金字塔式试验结构

备组成的复杂系统，箭上的各个分系统彼此关连，相互影响，互相制约，需要协调地工作，形成一个有机的整体。为了保证运载火箭能可靠地工作，在整个研制过程中，要对从元器件、单个仪器到分系统，乃至整个运载火箭系统进行大量的各种类型的试验，如图所示的金字塔式的试验结构。从图中可以看出，运载火箭研制试验的基础是大量的元器件试验，然后是部件试验、分系统试验和大型地面综合性试验，最后才是飞行试验。分系统试验的目的是要测定分系统的功能和仪器设备间的相互联系是否正确。

（撰写：徐 文 审订：朱维增）

fenzishai cailiao

分子筛材料 molecular sieve material 又称泡沸石或沸石。一种结晶型的铝硅酸盐材料。其晶体结构中有规整而均匀的孔隙，孔径为分子大小的量级。由于它只允许直径比孔径小的分子进入，因而能将混合物中的分子按大小筛分，故称为分子筛。分子筛沸石材料有天然沸石和合成沸石两种，前者大部分由火山凝灰岩和凝灰质沉积岩在海相或湖相环境中发生反应而形成，已发现有1000多种，较重要的有35种，如斜发沸石、丝光沸石、毛沸石和菱沸石等;后者采用水热法、水热转化法或离子交换法等方法合成。分子筛材料主要为粉末状晶体，有金属光泽，硬度为HB 3～5，相对密度为2～2.8 g/cm³，不溶于水，热稳定性和耐酸性随着 SiO_2/Al_2O_3 组成比的增加而提高。分子筛材料有很大的比表面积（300～1000 m²/g），内晶表面高度极化，是一种高效吸附剂，也是一种固体酸，表面有很高的酸浓度与酸强度，能引起正碳离子型的催化反应。分子筛材料可用作化学工业中的固体吸附剂，还可用于气体或液体的干燥、纯化、分离和回收或用作石油炼制工业中的裂化催化剂。目前已经开发出适用于不同催化过程的分子筛催化剂材料。

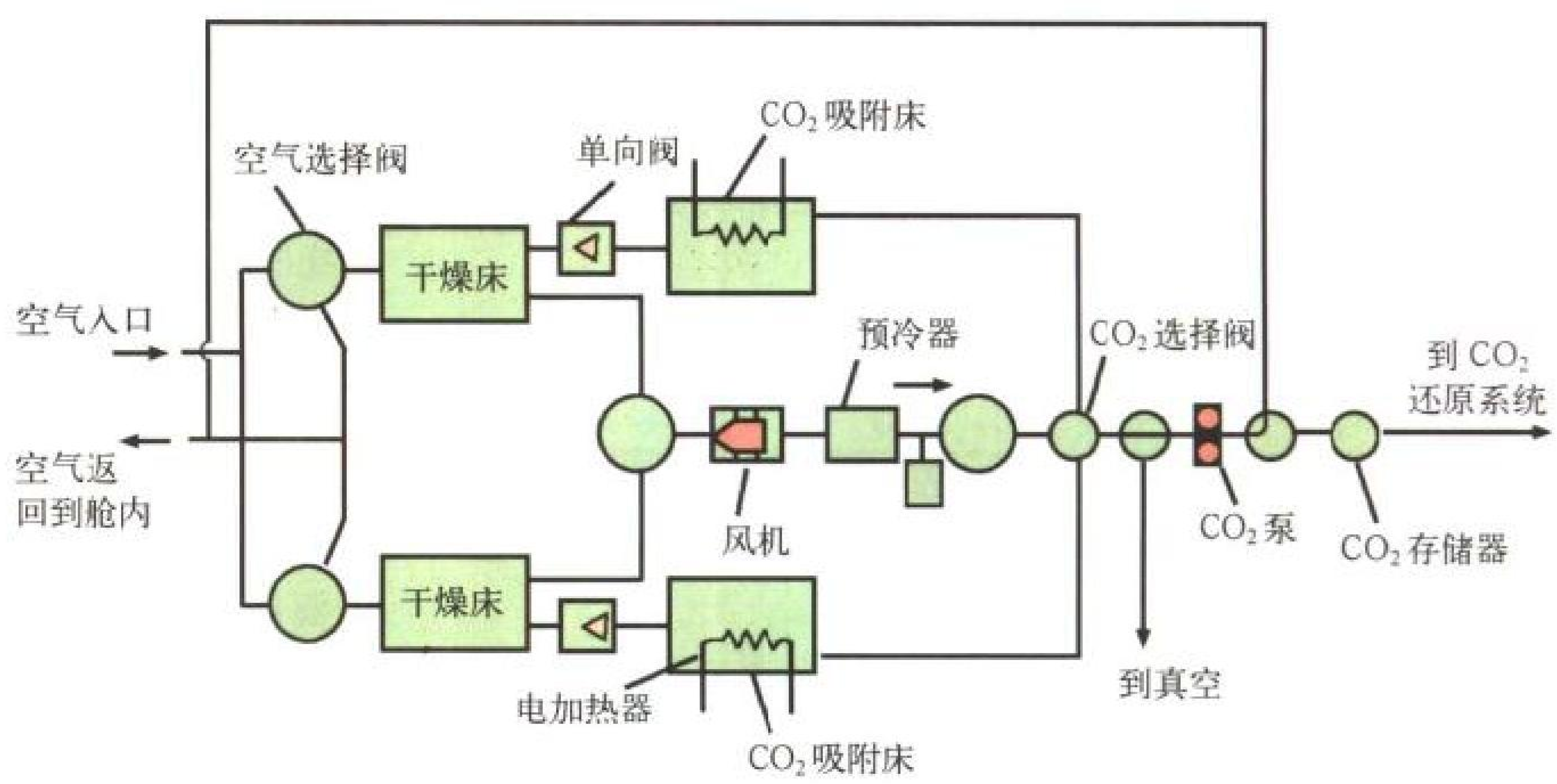


分子筛材料结构

（撰写：仝爱莲 审订：韩鸿硕）

fenzishai eryanghuatan jinghua

分子筛二氧化碳净化 molecular sieve carbon dioxide removal 利用分子筛净除舱内大气中低分压的二氧化碳的过程。净除乘员舱大气中的二氧化碳是生命保障系统的主要功能之一。二氧化碳可以通过再生或非再生方法加以净除。美国“天空实验室”首先证实了使用两床分子筛系统去除二氧化碳的可行性，连续工作4100 h没有发生故障。国际空间站将使用4床分子筛系统实现二氧化碳分压的控制。清除掉的二氧化碳可以放出舱外，也可收集、浓缩还原利用。4床分子筛二氧化碳去除系统双周期性地循环运行，在半个周期内，1号床吸收二氧化碳，则2号床进行再生，下半周则相反。同样，在1号干燥床去除空气中的水蒸气时，2号吸满水分的干燥床被脱掉二氧化碳的干空气再生，并把水分带回舱内大气。4床分子筛系统如图所示。



4床分子筛二氧化碳净化和浓缩系统方块图

（撰写：尚传勋 审订：范合林）

fenzi wuran

分子污染 molecular contamination 空间环境下自材料体内逸出的分子对航天器造成的污染。空间热真空环境下，大多数非金属材料体内的某些不稳定成分，或由紫外辐照、粒子轰击、原子氧效应等其他空间环境因素诱导产生的某些不稳定成分，会发生自材料体内至体外的扩散释放行为，释放物以分子形式逸出。逸出分子的空间输运过程服从气体分子运动规律。当它们抵达并凝结于航天器敏感表面后，即会形成空间环境下航天器的特殊污染——分子污染。分子污染能抑制、衰减航天器敏感器件、部件和系统的功能、性能，甚至使其失效，是航天器在轨运行的潜在威胁。因此，对分子污染须进行专门的研究、防护与控制。

（撰写：王先荣 审订：薛大同）

fenquan shuzhi

酚醛树脂 phenolic resin 以酚类或其衍生物与醛类缩聚而成的树脂。其中以苯酚和甲醛制得的苯酚—甲醛树脂最为重要。酚醛树脂分为热固性和热塑性树脂两类。采用碱催化剂（如NaOH和NH_4OH），控制酚与醛的摩尔比略小于1，可制得热固性酚醛树脂。该树脂能溶于丙酮和酒精，受热可以自熟化(即固化、硬化)，也可在树脂中加无机酸（如盐酸）或有机酸(如对甲苯磺酸）进行固化。采用酸性催化剂（如盐酸和草

酸)，控制酚和醛的摩尔比稍大于1，可以制得线型热塑性酚醛树脂。该树脂能溶于有机溶剂，加热能熔化，长期加热也不固化，必须加入固化剂，如六次甲基四胺(俗名乌洛托品)等方能固化。固化树脂强度高，刚性好，坚硬耐磨，尺寸稳定性好，吸湿性低，在水润滑条件下摩擦系数极低，同时具有优良的耐热、耐燃、耐烧蚀和耐溶剂性能，通常用于制备各种增强塑料、胶粘剂、涂料及其他树脂和塑料的改性剂。由玻璃纤维、高硅氧纤维、碳纤维等增强的酚醛树脂材料在宇航工业中用作航天器、火箭、导弹和超声速飞机的瞬时耐高温、耐烧蚀防热结构材料。

（撰写：陈焕春　审订：巫世杰）

fenbian shoujiqi

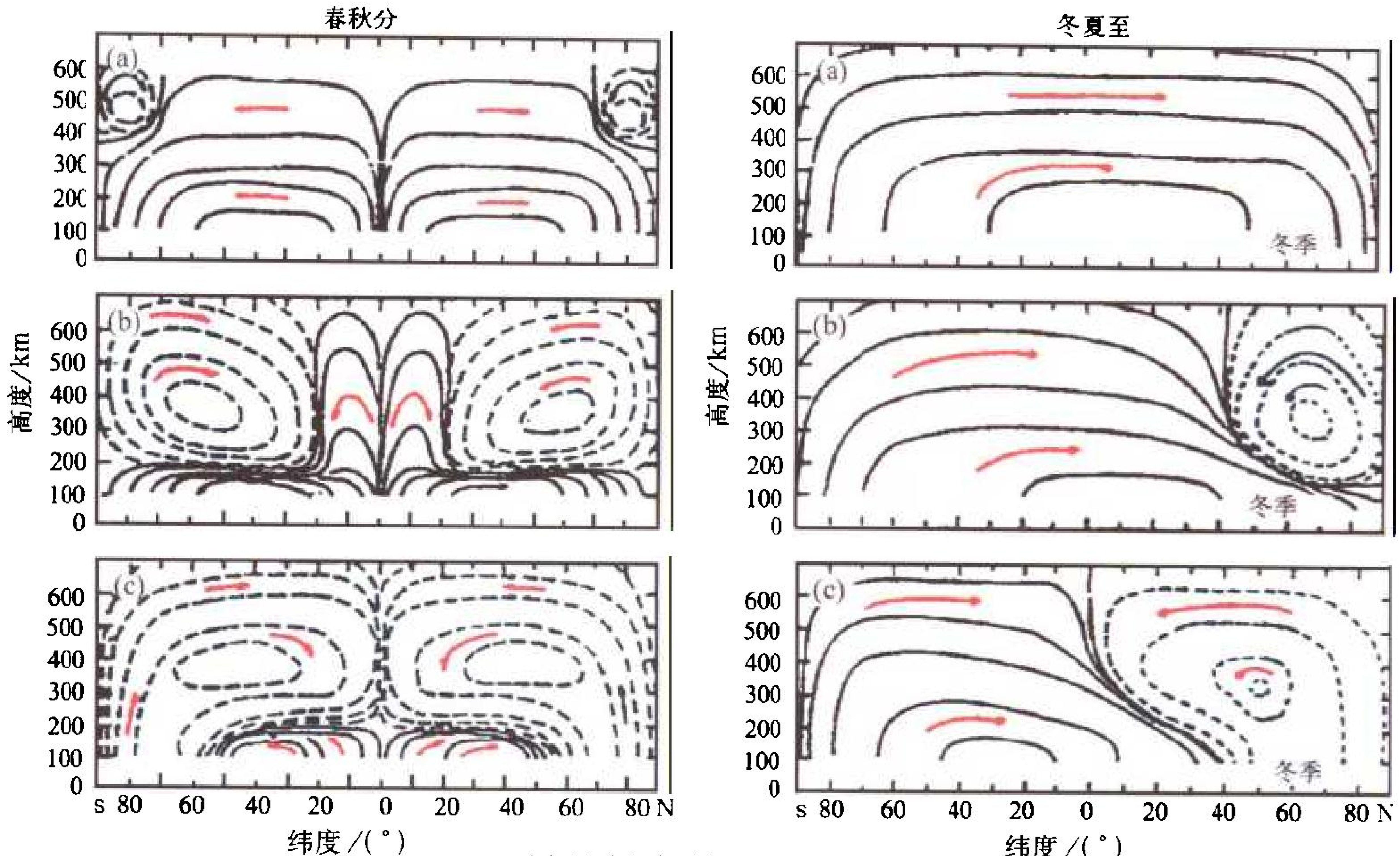
粪便收集器　fecal collection assembly　收集航天员粪便的装置。早期的载人航天需尽量采取措施减少航天员排便量，飞行中粪便的收集、灭菌和储藏都相当简单。粪便收集装置包括：(1) 内袋，直接接触粪便和呕吐物；(2) 消毒包，内装消毒剂；(3) 外袋和便纸等。外袋和内袋由多层热密封膜制成。排便后需将灭菌剂加入粪便里，以防止或减少细菌繁殖，粪便储藏在可通向外部真空的储柜中。现代大型载人航天器设有外形接近地面便器的设备，但结构十分复杂。航天员排便时，要拉起入口阀门控制器，启动便器内的抛掷机构电机；当抛掷器达到额定转速 (1500 r/min) 时，铰接在一端的抛掷叉片外伸展开；粪便从座筒开口进入便器，并借助通风气流抽入；抛掷器叉片打碎粪便并使它积聚在便器内壁形成薄层；便纸移过叉片，定位在收集器底部；通风气流通过杂质滤器和憎水滤器进入风扇式分离器，最后经过舱内空气过滤器进一步净化后回流到舱内大气。便后要使用操作手柄，使粪便储存部位与舱外真空接通，进行干燥，以便于保存。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

fengchang

风场　wind field　气象学中常指空气相对于地面的水平运动，是空气的流动现象。它是一个矢量，用风向和风速表示。由于受热不均匀，大气产生压力梯度，在气压梯度力的作用下，大气发生运动，也就产生了风。在中、低层大气中，大尺度运动主要是气压梯度力与科里奥利斯力平衡的结果，所产生的风场称为地转风，风向与压力梯度垂直，其大尺度风的水平分量比垂直分量大两个量级，水平风的风速和风向随季节和纬度变化，除了近地层，风的日夜变化不大。而高层大气风主要是气压梯度力与摩擦力(包括离子曳力) 平衡的结果，风向与压力梯度平行。在平常地磁活动较低时，大气基本上是从向阳面向背阳面流动，也就是白天一边向黑夜一边，春秋分时从赤道向极区，至日时从夏季半球向冬季半球。我们也注意到春秋分时在极区有较小的涡旋，随着地磁活动的增强，赤道向涡旋或环流加大。特别是大磁暴的情况下，春秋分时，高层大气赤道向环流扩展到所有纬度，至日冬季极区上空的赤道向环流也扩展到整个半球。图中给出春秋分和冬夏至期间不同地磁条件下的高层大气环流分布。大磁暴时，有时在高纬区，高层大气的风速可达到1500 m/s，而在低太阳活动和低地磁活动条件下，500 km高度最大风速为266 m/s。此外，在高层大气中伴随着水平风场，有热空气的上升和冷空气的下降，不过在一般情况下水平风仍比垂直风大一个数量级。

（撰写：田剑华　审订：都　亨）



(a) 低 (b) 中 (c) 高

春秋分和冬夏至期间不同地磁条件下的热层环流分布

fengdong shiyan

风洞试验　wind tunnel test　见综合卷。



导弹风洞试验

feng shiliang

风矢量　wind vector　利用气象卫星资料获取的某一地理位置上空的风向和风速数据。利用地球静止气象卫星探测的红外通道和水气通道的云图和水气图资料，用示踪云追踪方法，计

算云和大气中水气移动方向和速度，得出某处某一高度的风矢量，称为云迹风和水气风。这种计算方法主要有3方面的技术问题：如何对无时不在发展变化的示踪云团和水气块进行识别与追踪；如何进行精确定位和作移动距离的计算；如何确定计算出来的风矢量的高度。由于现在使用的红外和水气探测器只能探测到云和水气的最上面一层，而其下面层次则探测不到，所以计算出的风矢量只能是一层，比较直观地描述了云的顶层的移动方向和速度。这种测量方法得到的风矢量在方向和速度上是比较可靠的，最大优点是时效高、分布密度高和覆盖范围大，一般一颗地球静止气象卫星能得到四分之一个地球的风场资料。气象卫星风矢量是数值天气预报的重要初始资料，将其与云图叠合，对云图的解释判读很有帮助。

（撰写：张其松　审订：范天锡）

fengbi xunhuan liuti huilu rekong xitong

封闭循环流体回路热控系统　thermal control system with closed fluid loops　用于航天器热控制的一种系统，主要指液体循环热控系统和两相流体循环热控系统。其主要特点是，工质在某种泵的驱动下，在封闭环路管道中循环流动，通过换热器吸收航天器上发热仪器设备的废热，传送到系统的散热面处排散，以此对航天器局部或整体实行热控制。液体循环热控系统是指系统中循环流动的工质始终保持液态，即只依靠热容吸收和放出热量，而两相流体循环热控系统的主要特点是工质的吸热和放热主要以相变的方式进行，即吸热后变成气相，放热后又变回液相。由于工质的蒸发、凝结换热系数很高，两相系统所需工质量很少，相应的驱动泵及功率消耗很小，有利于长期应用。两相系统的一个最新发展是毛细抽吸两相流体环路系统（参见毛细抽吸两相流体环路），它以毛细泵作工质的驱动力，不消耗功率，无运动部件，可靠性和工作寿命都很理想。这类回路系统由于利用了强制对流循环，传热能力很强，但结构比较复杂，所以当前只用于大型大功率航天器，如载人飞船和空间站等。

（撰写：郭舜　审订：文耀普）

fengsuo gailü

封锁概率　blockage probability　进攻性武器在一定时间内对目标封锁效果的一种概率度量。它是对目标攻击效果的一种描述，是导弹武器系统的重要战术技术指标之一。对不同目标有不同的封锁判据。以机场跑道为例，封锁的判据是经导弹或其他武器攻击后，机场跑道上不存在飞机起飞所需的一定长度和宽度的完整区域。封锁概率一般采用统计试验法（如蒙特卡罗方法）进行仿真计算评估，即对一组给定的导弹对机场跑道的攻击过程进行模拟，得出相应的子弹落点和子弹落点在机场跑道上的分布；经过封锁判断，得出封锁与否的结果；根据封锁与否的次数，计算封锁概率。封锁概率P用下式表示

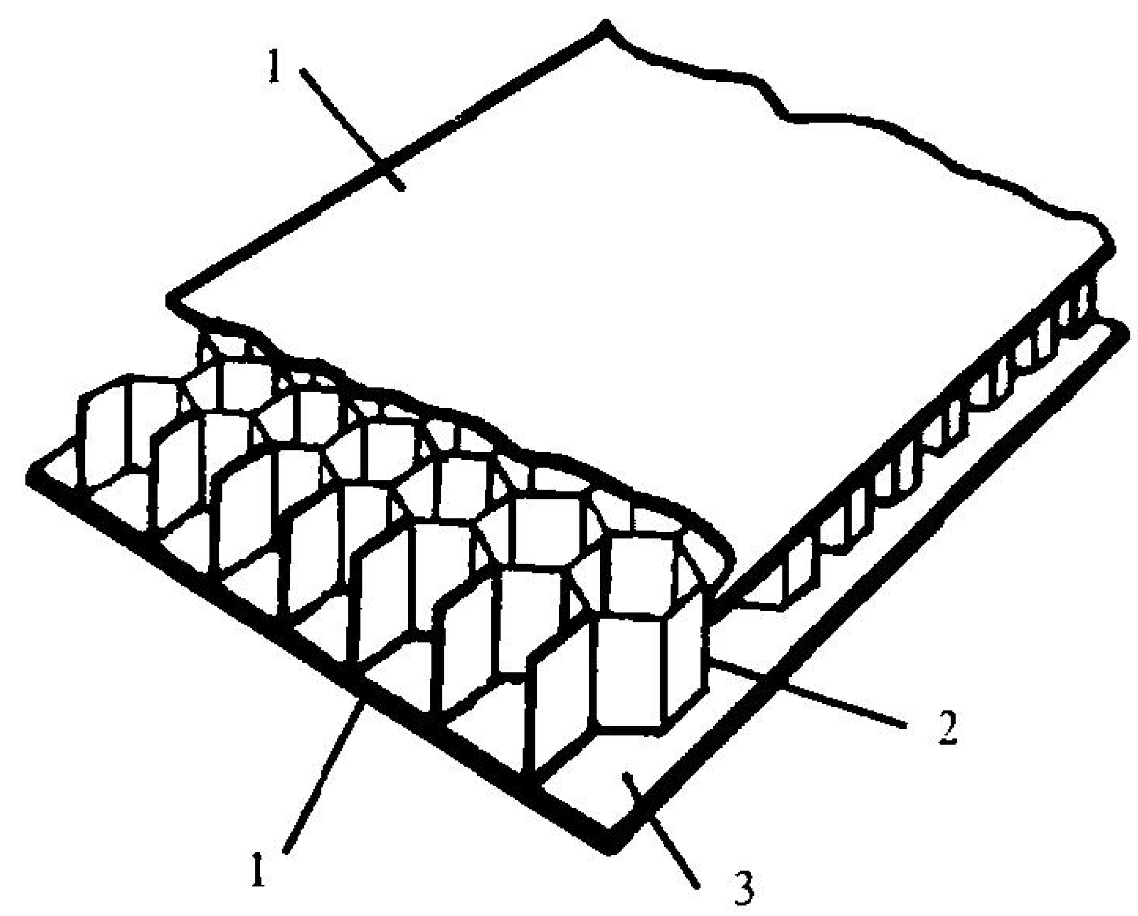
$$P=\frac{m}{n}$$

式中　m为封锁成功的次数；n为模拟次数。以用导弹攻击为例，封锁概率一般与导弹发数、导弹命中精度、子弹数量、子弹威力半径、子弹抛撒半径、子弹落点分布形式和机场特征等有关。

（撰写：郑盛火　审订：杨树诚）

fengwo jiaceng jiegou

蜂窝夹层结构　honeycomb sandwich structure　见综合卷。



蜂窝夹层结构示意图

1—面板；2—蜂窝夹芯；3—胶粘剂

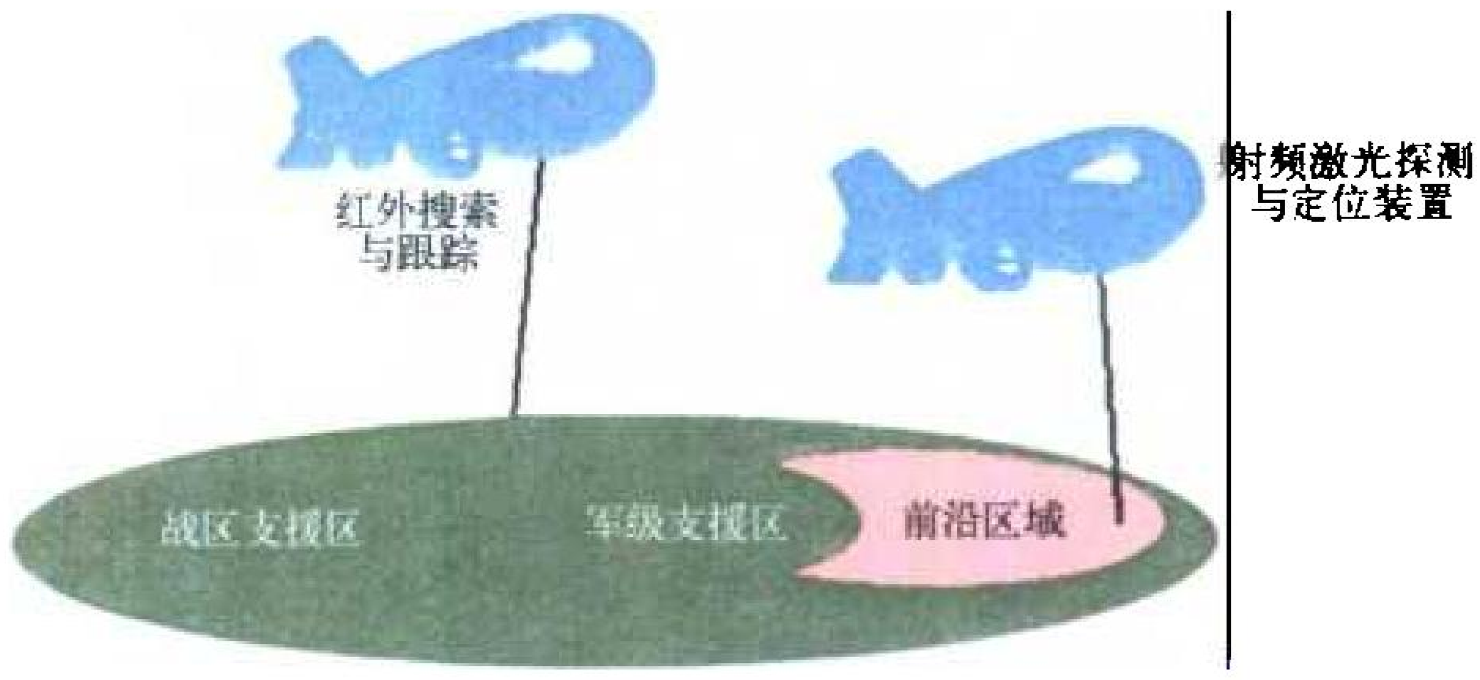
futan tuijinji

氟碳推进剂　fluoro-carbon polymer propellant　以氟碳预聚物作粘合剂的固体推进剂。其优点是密度高、热稳定性和化学安定性好，相容性好，贮存寿命长。主要品种有聚四氟乙烯、含氟丙烯酸酯、含氟聚醚、含氟聚酯和亚硝基氟碳粘合剂等。与其配伍的氧化剂、金属燃烧剂等与一般复合推进剂相同。氟碳推进剂适合于一些特殊用途，能耐受高温处理并能在高温条件下正常工作，例如，对执行空间任务的发动机，要求在125°C条件下，能经受300 h的高温消毒处理；天然气、石油开采或地下勘探，则要求所用推进剂在180～300 °C、58～147 MPa压力下，能耐受一定时间而不分解、不自燃和不发生爆炸。用聚四氟乙烯作粘合剂、用镁粉作燃烧剂制成的氟碳推进剂，在燃烧时放出强烈的红外线，作为一种抗红外的途径，已用于红外干扰弹。

（撰写：李谨卫　审订：王北海）

fukongqi xunhang daodan fangyu xitong

浮空器巡航导弹防御系统　aerostat cruise missile defense system　利用升空的浮空器搭载传感器，提供超视距目标数据，探测来袭的巡航导弹的装置。浮空器是一种空中探测及拦截作战用平台。浮空器具有内压平衡的副气囊，即使被击穿几个孔也不会被击落。美国的浮空器见图所示。为了论证探测巡航导弹的最佳方案，美国陆军和海军于1996年初联合进行了巡航导弹探测先进概念技术验证试验，用浮空器进行试验获得成功。1999年，美国陆军用浮空器携带雷达探测来袭导弹的研究项目正式并入陆军的导弹防御计划。这种用于联合对地攻击巡航导弹防御的高空联网探测器（JLENS）是未来巡航导弹防御总体结构的主要环节。JLENS计划的目的是把搜索雷达和跟踪雷达安放在被称为浮空器的飞船形气球上，用缆绳把浮空器拴系在可移动的地面系留站上。浮空器携带的雷达能超越山峰的限制，探测山谷内的目标，从而发现来



美国的浮空器示意图

袭的巡航导弹。预计2005年前完成跟踪和瞄准雷达的研制工作，监视雷达可进入工程研制阶段。通过演示证明了JLENS在超视距反巡航导弹作战中的价值。浮空器的优点是费用低，作战成本低和适应性好；缺点是生存能力较低和机动性较差。

（撰写：何立萍　审订：王毓兰）

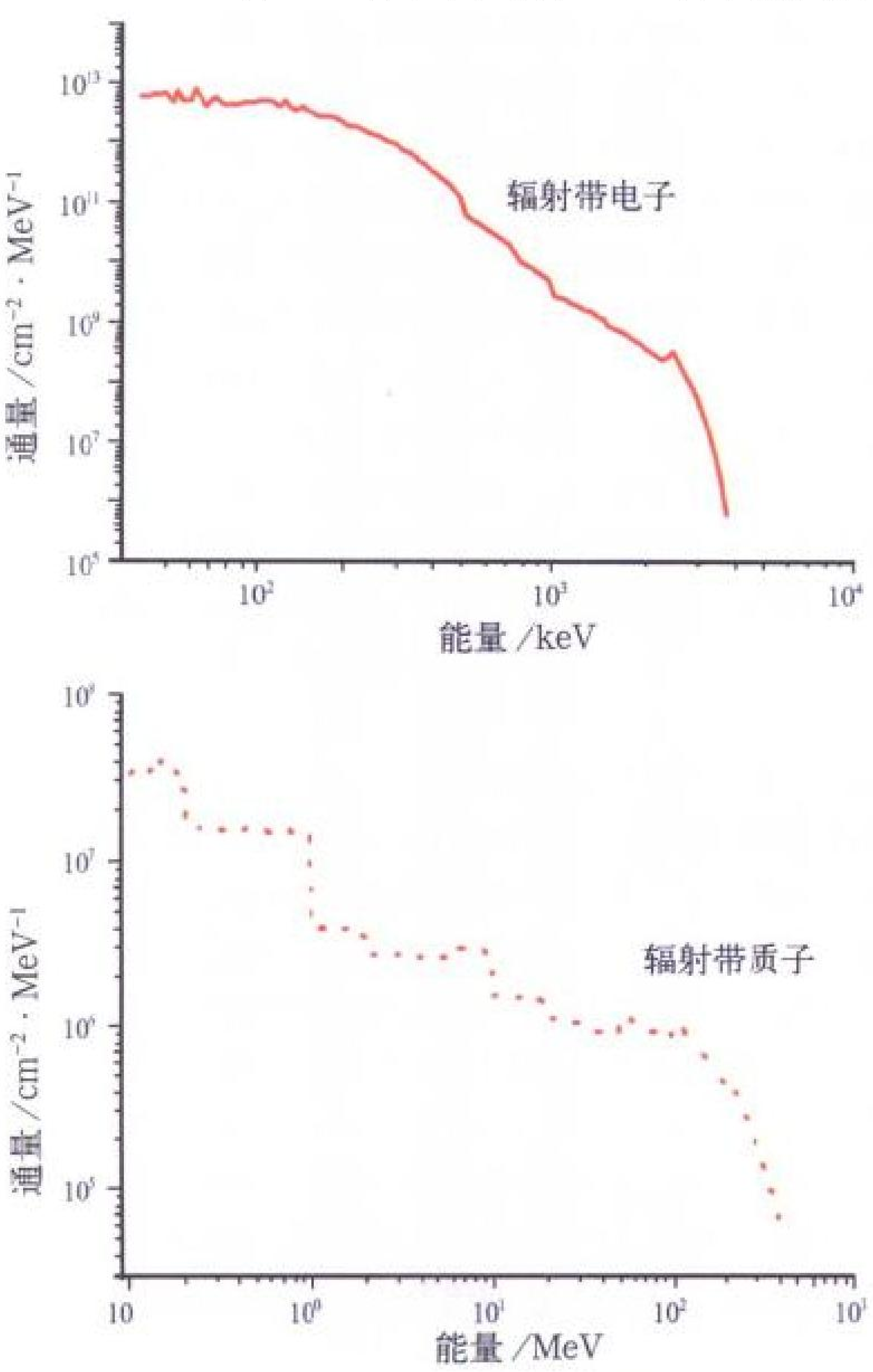
fushe celiang xiangguan xitong

辐射测量相关系统　radiation area correlation system (RACS)　利用高灵敏度微波或毫米波天线及其接收机测得测量辐射温度，并与弹上存储的辐射地图进行相关，以确定飞行器的精确位置的被动景像匹配系统。辐射地图是由侦察照片产生的。地面景物内的区域根据材料类型来识别，地图阵列根据材料的估计测量辐射温度产生。景像稳定性是影响辐射测量相关系统的主要因素。辐射特征的周日变化非常明显，尤其是毫米波频段。辐射测量系统必须考虑由有限波束宽度效应产生的空间滤波效应及由接收机的时间常数产生的时间滤波效应，而且需要定标，以补偿高度和视角效应。遥感地图长度的上、下限分别取决于惯性速度漂移和定位概率要求。

（撰写：胡炜　审订：汪根生）

fushedai moshi

辐射带模式　model of radiation belt　利用现代计算机手段对空间探测到的辐射带数据进行分析、加工和处理而形成的辐射带平均分布状态的数学描述。20世纪60年代初期，美国航空航天局就开始利用卫星探测资料编制辐射带模式，包括辐射带电子和质子两个模式。随着空间探测的深入，探测数据的覆盖时间、空间和能量分布不断拓宽，辐射带模式得到了不断改进和完善，形成了一系列辐射带电子AE和质子AP模式。目前最新的辐射带模式是AE8电子模式和AP8质子模式，它们各自包含太阳活动峰年和低年两个模式。需要指出的是，目前辐射带模式仍存在有很大的局限性，其空间范围和能量范围还不能彻底涵盖整个地球辐射带。目前的辐射带模式为一静态模式，不能反映辐射带的动态变化，而且辐射带也存在着长期变化，用过去的探测数据制成的模式反映现在的辐射带状况有一定的偏差。



根据辐射带模式计算的400 km圆轨道航天器飞行1年遭遇的辐射带电子和质子通量

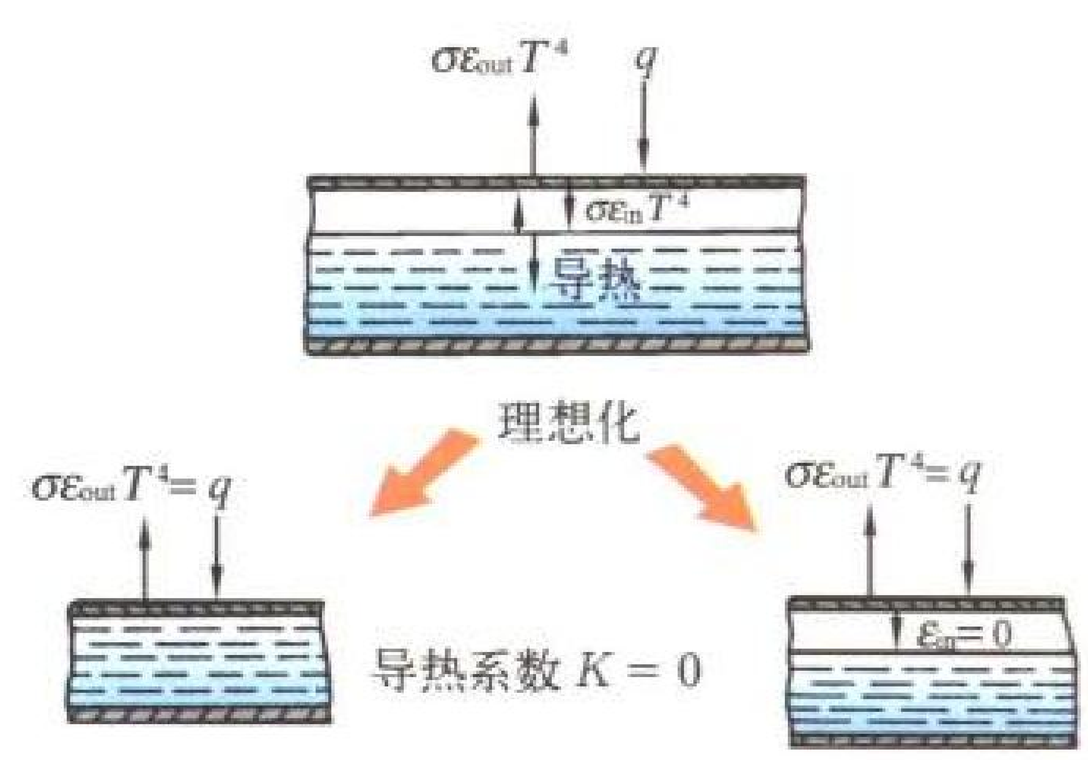
（撰写：都亨　叶宗海　审订：韩建伟）

fushe fangre

辐射防热　radiative thermal protection　利用耐高温且有高辐射特性的外表面，将传入航天飞行器表面的大部分气动热以辐射热的形式散向空间，从而达到防热目的的一种防热方式。辐射防热结构由直接与高温气体接触的外蒙皮、内部承力结构以及外蒙皮和承力结构之间的隔热层组成。外蒙皮用耐高温材料制成，表面涂高辐射率涂层。根据辐射原理，一个处在热力学温度为T的环境中的表面，向外的辐射热流密度q_r可用下式表示

$$q_r = \sigma \varepsilon T^4$$

式中　σ为斯蒂芬—波耳兹曼常数；ε为表面的半球向全辐射系数。由于辐射散热量与热力学温度T的4次方和半球向全辐射系数ε成正比，所以，只要蒙皮温度足够高、辐射系数接近1，辐射散热量就会相当大。合理的设计可以使传入航天飞行器表面气动热的绝大部分均被散去（见图）。在辐射防热结构中，外蒙皮多用难熔合金（如钼合金、铌合金）和镍基合金制成，隔热材料大多为高温纤维毡。在典型的辐射防热结构中省去金属蒙皮，再将蒙皮与内部结构间的隔热材料硬化，并在表面加涂高辐射率涂层，这种结构就是美国和俄罗斯航天飞机的防热瓦结构。它实质上就是一种辐射式防热结构。辐射防热的最大优点是可以重复使用，缺点则是受外蒙皮或防热瓦耐温的限制，不能在很高的热流密度环境下使用。



辐射防热和理想状态示意图

（撰写：吴国庭　审订：冯纪生）

fushe fenbianlü

辐射分辨率　radiation resolution　遥感器对目标辐射信号（空间条件下遥感器入瞳所能接收到的目标能量或强度，包含了整个路径的辐射量）的探测能力，数值上等于系统信噪比为1时对应的等效输入辐射量。根据不同的应用场合，辐射分辨率通常表达为：(1) 噪声等效辐射量NER。(2) 给定目标辐射量条件下的信噪比SNR或S/N。(3) 噪声等效反射率差（用于反射谱段）

$$NE\Delta\rho = \frac{\rho}{SNR}$$

式中　ρ为遥感目标对人射太阳辐射的反射率；SNR是反射率为ρ时，遥感器系统的信噪比。(4) 噪声等效温差（用于辐射谱段）

$$NE\Delta T = \frac{\Delta T}{V_s / V_n}$$

即红外成像系统输出的峰值信号V_s和均方根噪声V_n之比等于1时，目标与其背景的温差ΔT。辐射分辨率与遥感器光学口

径、探测器灵敏度和驻留时间等有关。

（撰写：高军 审订：金志煜）

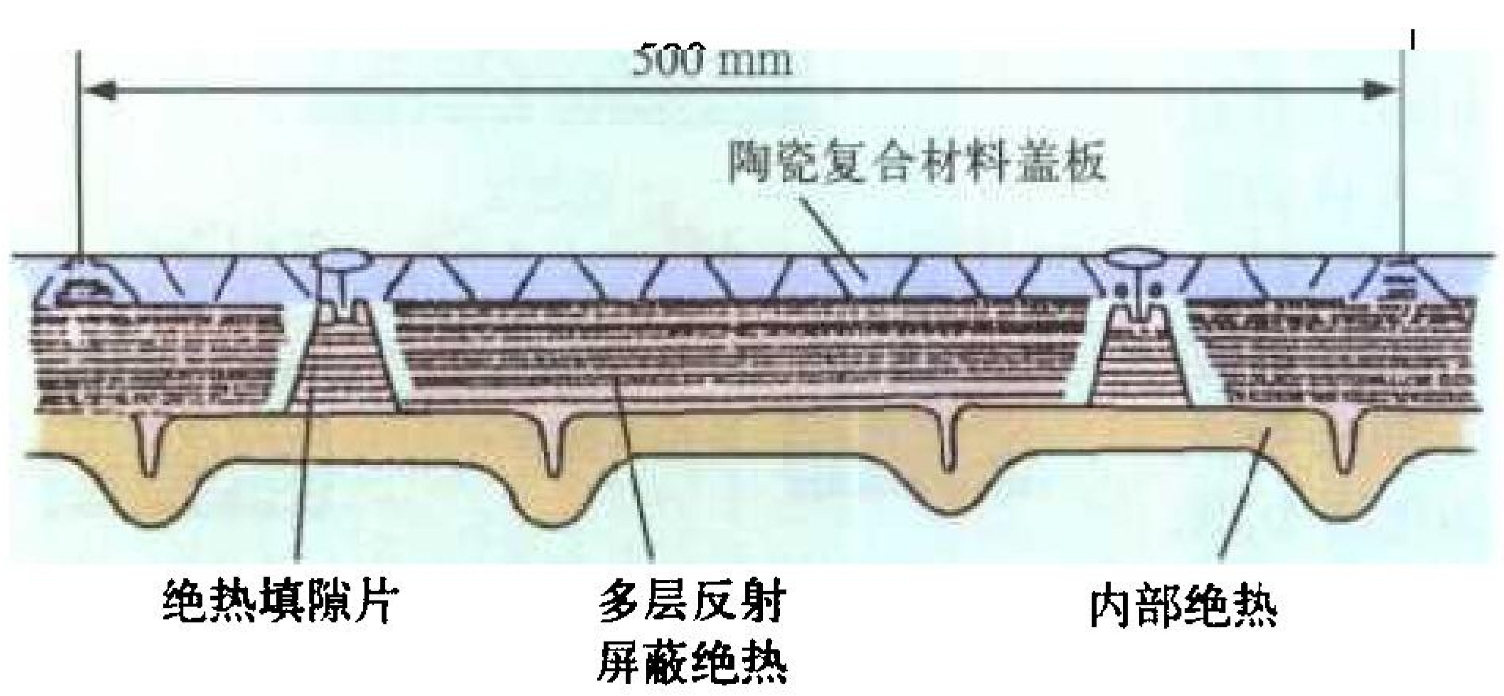
fushe nengliang tanceqi

辐射能量探测器 radiation energy sensor 用于测定火灾中火焰发出的能量，并发布火灾情报的监测装置。能量探测器有紫外接收器、可见光敏感器、红外接收器和热能接收器等。(1)紫外能量探测器是借助火焰发出的紫外辐射线(波长0.18～0.26 μm)撞击传感器阴极时，发射的电子被阳极接收形成电流的原理制成，测定的电流强度和量值变化即代表火焰的强度变化。(2)可见光探测器监测0.4～0.7 μm波长辐射能的变化，探测器的核心部件为光敏光电管。(3)红外辐射能探测器监测火焰发出的波长0.7～5.0 μm的红外辐射能，接收装置为光电型敏感器。(4)热能接收器根据火焰发出的热能，采用热敏电阻或电阻式温度传感器直接接收火焰能量。紫外能量探测器、可见光探测器和红外辐射能探测器3种传感器组合使用，会有最佳的效果。

（撰写：尚传勋 审订：范合林）

fushe pingbi cailiao

辐射屏蔽材料 radiation shield material 靠辐射和绝热来达到防热目的的材料。用于航天器(主要是载人飞船和航天飞机)的热防护系统。载人飞船对热防护系统材料的要求是密度低，热导率低，分解温度低和分解热高，在质量引射至边界层时有好的热阻效应，有一定的强度，工艺性好。美国航天飞机轨道器对机身热防护系统材料的要求是能抵御上表面和下表面的高温，能承受一定的载荷，质量小，可重复使用100次，工艺性好，可靠性高，气动外形平滑稳定，能承受很强的振动与噪声环境。目前已经使用和正在研究的辐射屏蔽材料有3种形式，即盖板式陶瓷防热瓦、柔性绝热材料和金属防热瓦。



盖板式防热结构示意图

（撰写：夏德顺 审订：戴永耀）

fushe qiangdu

辐射强度 radiation intensity 辐射源在单位立体角内发射的辐射通量，即在给定方向上的立体角(Ω)元内，离开点源(或辐射面元)的辐射功率(P)除以该立体角元。其数学表达式为

$$I=\frac{\partial P}{\partial \Omega}$$

其单位为瓦每球面度(W/sr)。

（撰写：向家武 审订：姚连兴）

fuyang kongzhi

俯仰控制 pitch control 控制导弹/火箭在纵向平面内的姿态运动的过程。控制指令是程序角和导引信号，控制对象的数学模型是导弹/火箭俯仰运动方程，导弹/火箭的俯仰角、迎角、弹道倾角是俯仰控制的状态变量。导弹/火箭的俯仰角指导弹/火箭纵轴 O_1X_1 在发射惯性坐标系 XOY 平面的投影与 OX 轴的夹角，迎角指速度矢量与导弹/火箭 X_1OZ_1 平面的夹角，弹道倾角指速度矢量在发射惯性坐标系 XOY 平面上的投影与 OX 轴的夹角。导弹/火箭的俯仰控制，在考虑刚体控制的同时，还要考虑弹/箭体弹性振型的稳定，对使用液体火箭发动机的导弹/火箭还应考虑液体推进剂晃动对稳定的影响。

（撰写：李高风 审订：王京武）

fuyaku

负压裤 negative pressure trousers 一种用来对抗失重条件下体液头向转移的特殊服装。它是一种半硬式装备，能够使体液向下体转移。一般在长期航天飞行中供航天员穿用，造成下身局部的负压环境(相对于载人航天器舱内环境而言)，减少失重条件下体液向头部的转移，从而改善心血管系统的失调。在太空飞行的后期，尤其在再入之前的2～4周之内，每天穿用12～16 h，可以有效缩短返回地面后的恢复周期。这种装备在美俄的航天活动中都有应用，效果明显。

（撰写：张福冬 审订：魏金河）

fuhe cailiao fashetong

复合材料发射筒 composite material launching container 由复合材料或由复合材料与金属材料构成的可以短期贮运和发射导弹的筒(箱)。复合材料是由不同纤维、粘合剂、非金属等组成的非金属材料，是一种各向异性的材料，可根据设计要求进行等强度设计。它可减小发射筒(箱)的质量，以满足运载车辆对运载质量的要求，提高运载车辆的机动能力。复合材料发射筒(箱)有两种结构形式：一种完全由复合材料构成，它可以由各种玻璃钢(由碳纤维、玻璃纤维、粘合剂、玻璃布带等缠绕而成)或由玻璃钢蜂窝结构(蜂窝内充满泡沫塑料)等制成，具有质量小、耐高温、能满足刚度和强度要求、保温性能好等特点。另一种由复合材料与金属材料构成，它由内筒和外筒组成，内外筒之间灌注泡沫塑料。内筒用金属作内衬，外面缠绕不同纤维复合材料，外筒用薄金属制成，内外筒之间用玻璃钢环支承。长发射筒需分段时，各段之间可用金属法兰连接。这种结构形式具有质量较小、耐高温、刚度和强度较高、内筒可加工、保温性能好、防护性能好等特点。复合材料发射筒是解决大质量导弹武器系统运载车辆对上装设备减小质量要求的有效途径，具有较好的应用前景。

（撰写：李淑瑛 审订：王武贤）

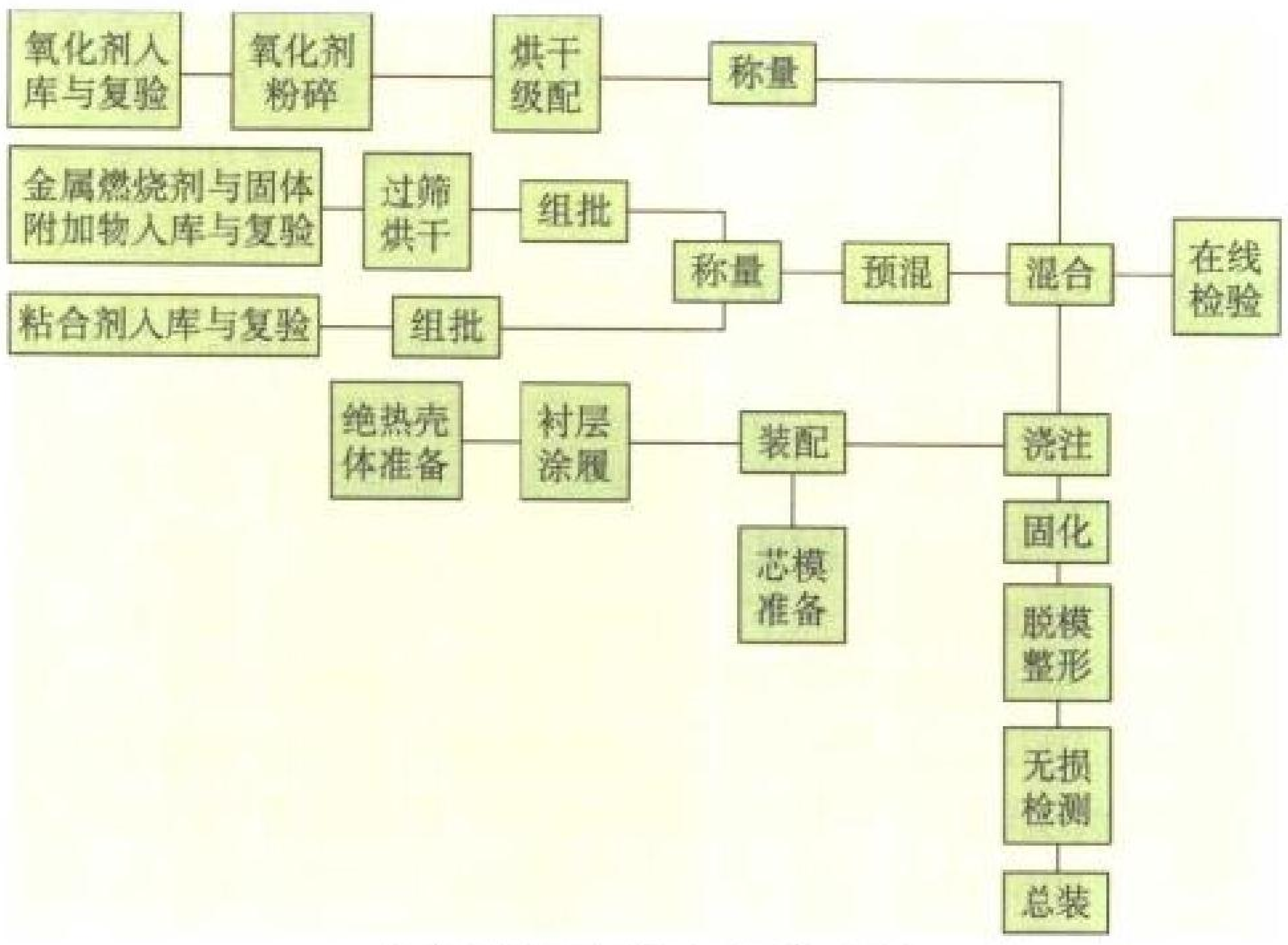
fuhe gaixing shuangji tuijinji

复合改性双基推进剂 composite modified double base (CMDB) propellant 又称改性双基药或复合改性双基药。在双基推进剂的基础上，加入固体氧化剂(如高氯酸铵)、金属粉末(如铝粉)、能量添加剂(如黑索金和奥克托金)、高分子粘合剂以及其他助剂制成的固体推进剂。理论比冲2578～2673 N·s/kg，密度1.75～1.80 g/cm³，燃速10～20 mm/s(7 MPa下)，燃速压强指数0.40～0.60，但低温伸长率较低，−40 ℃时仅为6%左右。可采用压伸法成形，也可采用浇注法成形。该类推进剂燃烧性能可调范围宽，物理化学安定性良好，主要发展于20世纪50年代，用于各种类型火箭和导弹武器的固体发动机装药。

（撰写：张小平 审订：李谨卫）

fuhe guti tuijinji

复合固体推进剂 composite solid propellant 又称复合推进剂。用液体预聚物体系或线型聚合物的塑溶胶包容氧化剂、金属燃烧剂等固体组分，经混合、固化成形后具有明显物相界面的固体推进剂。复合推进剂按粘合剂体系分为聚硫推进剂、聚氯乙烯推进剂、聚氨脂推进剂、聚丁二烯推进剂、硝酸酯增塑聚醚推进剂等;按金属燃烧剂可分为含铝推进剂、含

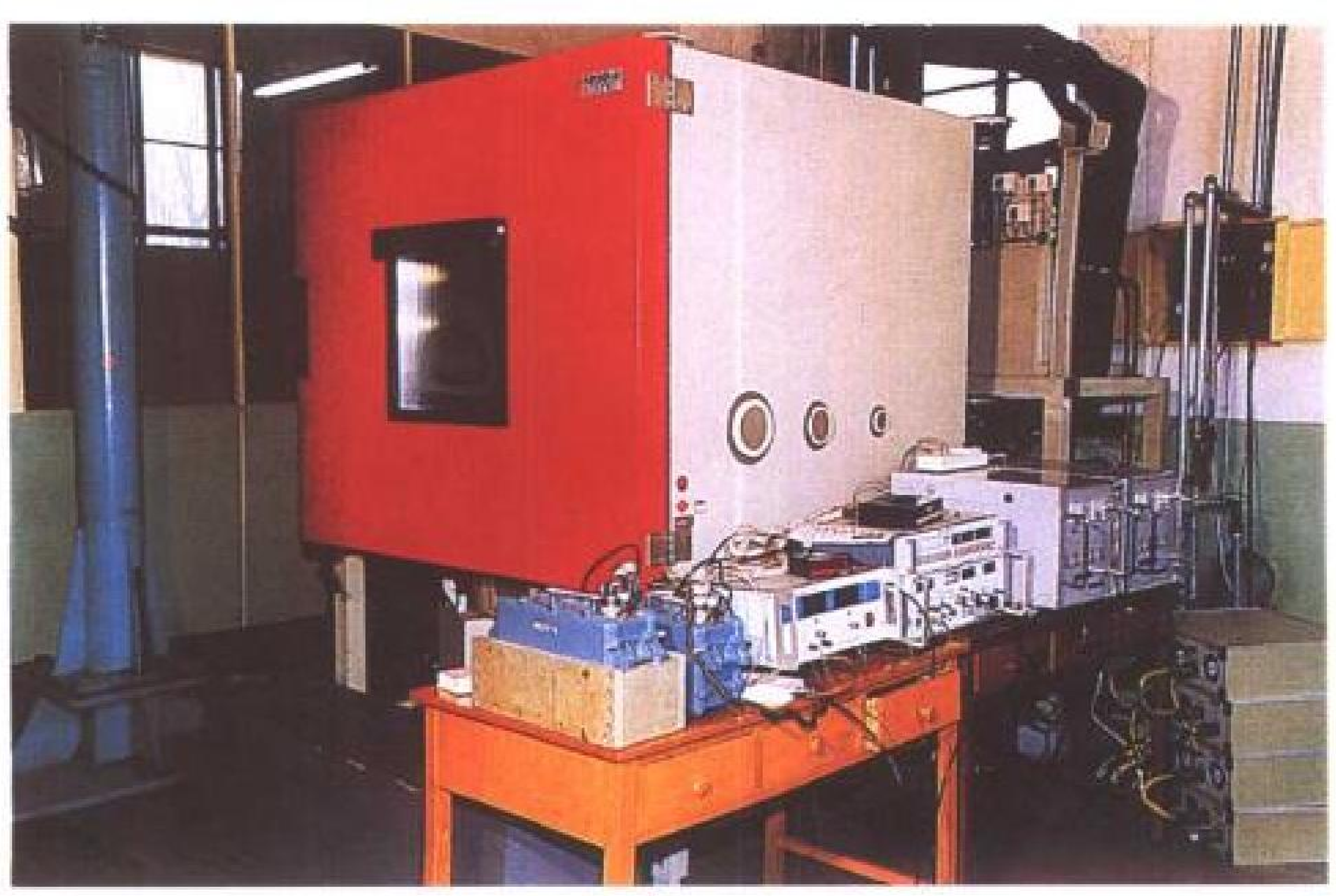


复合推进剂的生产流程图

硼推进剂、含铍推进剂等；按氧化剂类型分为高氯酸铵复合推进剂和硝胺复合推进剂等；按工艺性能分为热固性复合推进剂和热塑性复合推进剂两大类，其生产流程见附图。复合推进剂的特点是密度大，高温和低温力学性能较好，实际比冲已达2500 N · s/kg以上，燃速可调范围大，燃烧的临界压强较低。可用壳体粘结式药柱制成大型固体发动机，如美国航天飞机助推器为直径3.7 m、长38.4 m的固体发动机。复合推进剂广泛运用于战略和战术导弹及运载火箭等航天飞行器的动力装置中。 （撰写：何晓兴　审订：王北海）

fuhe huanjing shiyan

复合环境试验 composite environment test 又称综合环境试验。模拟两个或两个以上的环境因素同时作用于产品的试验。模拟单一环境因素对产品影响的单项试验，因试验所使用的设备比较简单，试验费用比较低廉，对试验过程中产品所发生的故障也比较容易分析，所以至今仍然广泛使用。因为产品的实际使用环境是多种环境因素组成的复合环境，采用复合环境试验可以更真实地模拟实际环境对产品的影响。尽管



温度、振动复合环境试验箱

复合环境试验的方法和设备比较复杂，试验费用也比较高，但是为了更正确地评定产品对环境的适应性，还是有必要采用复合环境试验。复合环境试验有振动、温度的组合等。复合环境试验应模拟现场实际使用环境中的主要应力，试验条件包括:电应力、振动应力、温度应力、湿度应力及产品工作循环。温度、振动复合环境试验箱如图所示。试验时，将被试产品安装在箱内振动台面上，按试验剖面(环境参数与时间的关系图)施加电应力、振动应力和温度应力，评定产品对复合环境的适应性，测定产品的可靠性特征值平均故障间隔时间。

（撰写：丁恕海　审订：王文忠）

fuhe zhidao

复合制导 combined guidance 导弹在飞行过程中采用两种或两种以上制导方式的制导。其主要目的是: (1) 提高制导精度;(2) 和单一制导方式相比，在精度相同的条件下，可提高制导系统的作用距离; (3) 增强制导系统的抗干扰能力。复合制导有各种不同的组合方式，主要有惯性—寻的制导、惯性—指令—寻的制导、惯性—地形或地图匹配制导或卫星定位制导，主动寻的—被动寻的制导、惯性—星光制导和半主动寻的—主动寻的制导等。复合制导虽可取长补短，使制导系统更好地满足作战要求，但系统比较复杂，飞行器 (导弹) 上的制导设备体积大，成本较高，并因元器件较多而降低了系统的可靠性。随着惯性器件、光电器件、微波技术、信息技术和传输技术的发展，制导系统的小型化、低成本、高可靠性问题正逐步得到解决，复合制导将得到更广泛的应用。

（撰写：钧　淀　于绍浦　审订：李连仲）

fuxiang ranshao

复相燃烧 heterogeneous combustion 同时存在两种或两种以上物态燃料的燃烧。发生在气液和气固之间的燃烧，由于固态碳的沸点很高，碳粒表面上的碳分子只能和吸附在表面上的氧、一氧化碳、二氧化碳等气体分子发生多相反应，碳的燃烧受气体组分扩散和表面反应动力学两类因素的共同制约，称为扩散—动力燃烧。液滴的燃烧，通常在液相—气相分界面上无燃烧反应，而是先蒸发，尔后与气相形成扩散燃烧。在固体发动机中，固体推进剂中含有金属铝粉，在燃烧温度下铝粉熔化结团，形成液滴，燃烧的主要形式为产生金属蒸气及形成扩散火焰，同时在金属表面上也可能有化学反应进行。在喷气发动机和液体火箭发动机中，液体燃料和氧化剂经喷注雾化形成颗粒尺寸不同的液滴群，较大的液滴在进入燃烧反应前还不能完全蒸发，因而有气、液两相参与燃烧反应。在喷气发动机燃料中加入金属粉末可形成悬浮液，这种悬浮液与空气的燃烧反应是气、液、固三种物态的复相燃烧。

（撰写：刘竞生　朱宁昌　审订：王　铮　顾明初）

fuza kebiancheng luoji qijian

复杂可编程逻辑器件 complex programmable logic device (CPLD) 相对于早期简单可编程逻辑器件而言的高密度可编辑逻辑器件的一个重要分支。在结构上它是由一组可编程的逻辑块和可编程内部布线阵列以及四周的输入输出单元组成。每个逻辑块由宏单元阵列和扩展项阵列组成。每个宏单元具有可编程逻辑阵列、乘积项选择矩阵和可编程寄存器3部分构成。因为结构上比较复杂，所以称为复杂可编程逻辑器件。复杂可编程逻辑器件的结构特征是: (1) 逻辑单元在结构上采取一组乘积项实现逻辑组合，乘积项的输出连到或门上形成

乘积项和;(2)采用连续的不分段的内连线连接各逻辑单元。复杂可编程逻辑器件通常采用 EPROM 或 E^2PROM 方式编程。

(撰写：高保嘉 审订：白 丁)

fuxing boshu fanshemian tianxian

赋形波束反射面天线 shaped beam reflector antenna 用改变反射面型面或用多喇叭来照射标准反射面的方法来实现所需要的波束赋形的天线。所谓波束赋形，就是根据需要，把天线波束扩展成不同形状。扩展波束的手段是多种多样的。在阵列天线中，可用控制阵列单元的幅度和相位来实现;在面天线中，可用改变反射面的型面来实现(图1)，也可用多馈源照射标准抛物面来实现(图2)。这里所说的赋形波束反射面天线是指面天线的情况。这种天线的设计主要依据几何光学理论。图1是用一个点源投射到赋形反射面的不同位置上，使反射射线有不同的走向。图2是用偏离、不偏离焦点的不同点源投射到标准抛物面上，使反射射线有不同的走向。这种天线多用于搜索雷达，以进行空间目标的搜索、引导和卫星通信，亦可用于机载、弹载、星载成像雷达。为了使引导目标由远处到近处时接收引导雷达的能量大致保持不变，地面雷达天线波束大致需赋形成余割平方形，这就是常说的余割平方天线。

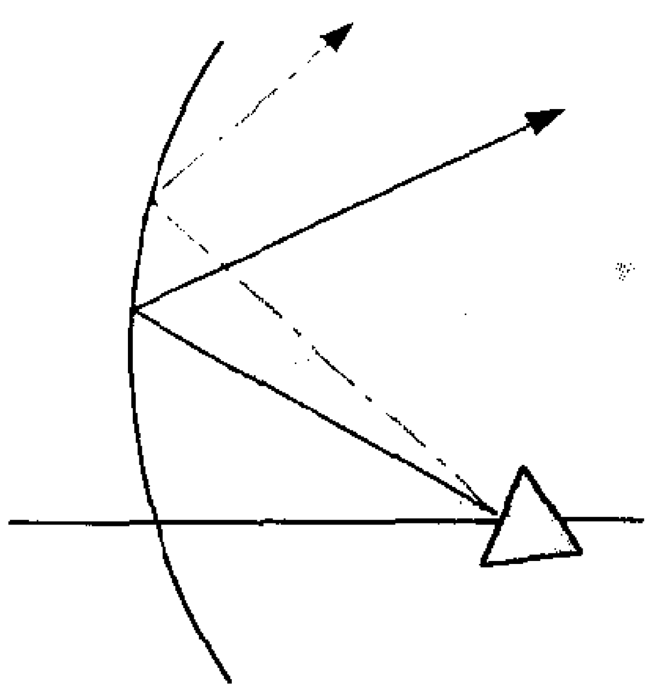


图1 单喇叭照射赋形反射面

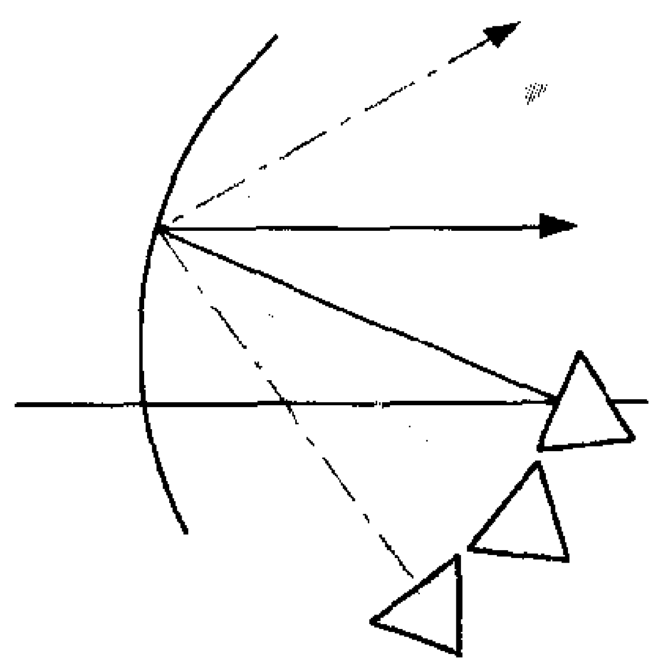


图2 多喇叭照射抛物面

(撰写：谢胜斌 审订：程 臻)

fuxing shuangfanshemian tianxian

赋形双反射面天线 dual shaped reflector antenna 同时改变主、副反射面的形状以在两个主平面都实现锐波束的天线。这种天线按照一定的规律改变主、副反射面的形状，使之脱离抛物面、双曲面或椭圆面的形式，增加调整口径场分布的自由度，在馈源的配合下，使口径场分布接近理想分布，从而在两个主平面都实现锐波束，并具有较高的增益和／或低的副瓣。对反射面进行赋形，通常是采用几何光学法求解主面及副面的坐标，用物理光学法或几何绕射理论对天线的性能作进一步的分析。常用的赋形双反射面天线有赋形卡塞格伦天线、赋形格里高利天线和赋形环焦天线等。

(撰写：程 臻 审订：高文斌)



GPS chafen dingwei

GPS 差分定位 GPS differential positioning 一种可以有效改进 GPS 定位精度和完整性的技术。具体办法是在准确位置已知的测绘点上安置一个高质量的 GPS 参考接收机，由该参考接收机对每颗卫星距离测量的慢变化误差量进行估计，在视野范围内形成对每颗星测量量的改正信息，并通过通信手段传播到其他用户 GPS 接收机，从而改进用户定位精度。改正后的用户定位精度在 1～10 m。不管有无选择可用性(SA)，GPS 差分定位都可极大地改善导航系统的完整性，降低用户使用GPS系统的风险。GPS差分有多种工作方式。按基站播发信息的不同，分为位置差分，伪距差分，相位平滑伪距差分和载波相位差分；按基站至用户的修正信息传输是否立即进行，分为实时差分和事后差分；根据用户测量数据是在本地修正还是送往基站修正，分为用户修正的差分GPS和基站修正的差分GPS；按照修正的区域大小分为局域差分和广域差分。局域差分的典型范围为150 km。广域差分利用地面上配置的多个参考站构成网络，可以对更大范围的卫星钟差、卫星位置误差、电离层传播延时进行矢量改正。实时处理两个测站的载波相位，将载波修正量发给用户，或者将基站采集的载波数据发给用户，前者可以得到亚米级的定位精度，后者可以得到厘米级的定位精度。

（撰写：郭建宁 审订：柳东升）

GPS duikang

GPS 对抗 GPS countermeasures 在战时为保护己方正常使用全球定位系统(GPS)，并阻止敌方有效使用GPS而采取的对抗行动或措施。GPS可在全球范围内全天候为海上、陆上、空中和空间的用户连续实时地提供高精度的位置、速度和时间信息，并且有着良好的抗干扰性和保密性，已被迅速应用于军事领域的各个方面(特别是导弹制导、弹道测量和军用飞机导航)。美国为防止敌方利用和干扰GPS而采取了如下措施：(1) 采用选择可用性(SA)技术，人为降低C/A码的定位精度，在必要时临时关闭GPS信号，使敌方不能获得高精度的导航定位信号；(2) 采取SA措施，防止敌方通过复制或辐射类似P码的信号对P码GPS接收机进行欺骗干扰。GPS在导航与制导等军事领域的成功应用，使得GPS已成为夺取战场优势的重要技术资源，从而受到各国军方的密切关注，并因此推动了GPS与抗干扰技术的发展。在GPS干扰方面，目前输出功率为8W的俄罗斯研制的便携式GPS干扰机已经面市，据称这种干扰机采用全向天线或定向天线对GPS接收机的干扰距离可达数百千米。在GPS抗干扰方面，通过改进GPS接收机和使用自适应天线可提高抗干扰能力。

（撰写：阮文杰 审订：吴 欣）

GPS zhidao

GPS 制导 GPS guidance 又称GPS—惯性复合制导。利用GPS系统进行制导的导弹制导方式。GPS是一种利用人造卫星进行导航的高精度系统。惯性导航系统尽管有一定的误差积累，但它可以连续输出导航信息。组成GPS—惯性复合制导系统可以兼顾二者的优点，从而得到高精度、连续的导航信息。GPS制导适用于导弹的中段制导，它可以测量出主动段制导误差以及诸如发动机后效、发射点定位和引力异常等非制导误差。采用这种制导方式可以在再入前用小发动机或再入后采用机动飞行进行误差修正。

（撰写：于绍浦 审订：李连仲）

gama gaodubiao

伽马高度表 gamma altimeter 利用伽马(γ)射线测量相对地面高度的装置。它是一个装有γ源的设备，经准直孔向地面辐射γ粒子，经地表土壤层的康普顿反射，一部分经过能量衰减的γ粒子又返回到空间，被探测器接收。具有一定接收面积的探测器接收到的γ粒子的数量与收发装置离地面的高度有关。γ高度表就是利用这个关系，通过对接收到的γ粒子个数进行计数来测高的。测高关系可近似由下式表示

$$I_{\gamma}=\frac{I_{\Gamma}A_{D}nf}{4\pi R^{2}}$$

式中 I_{γ}为探测器接收到的γ粒子个数；I_{Γ}为辐射源的强度；A_D是接收器的有效接收面积；n是接收装置的效率；f是地面的反散射系数；R为被测量高度。

（撰写：张志谱 审订：孙志荣）

gama shexian tianwen guance

伽马射线天文观测 gamma-ray astronomical observation 通过对天体的伽马(γ)射线进行观测来研究天文学的途径。γ射线是波长短于X射线的电磁辐射。γ射线和X射线并无严格的波长分界线，一般将波长短于几百分之一纳米的电磁辐射称为γ射线，通常它来自核过程，而X射线则来自内轨道电子过程。γ射线被地球大气严重吸收，因而主要靠卫星、高空气球来进行探测。能量高于10^{11} eV的γ射线，由于在地球大气中会产生高能粒子簇射并进而产生大气切伦柯夫辐射，所以也可在地面用大望远镜对它作间接的观测。迄今已观测到γ射线的天体有太阳、银河系中心的一些脉冲星以及河外的类星体等。此外，还观测到了宇宙γ射线背景辐射。γ射线天文学研究中最引人注目的现象是宇宙γ射线爆发，它究竟来自宇宙何处至今还是一个谜。γ射线天文学这一概念提出较早，但其进展远落后于X射线天文学，这是因为宇宙γ射线的探测一直存在一些难以克服的困难。γ射线流量极低，而仪器背景辐射却很高，但由于γ射线的射谱线具有较大的物质贯穿力，使人们有可能探测更为遥远的宇宙深处，能提供宇宙中具体的核过程信息，所以它始终吸引着人们。因此，从1972年起，一些国家开始发射γ射线天文卫星，并取得了显著成就。其中最著名的是美国于1991年发射的“康普顿”卫星，它经过9年的太空飞行，探测到了2600起γ射线爆发，其中30起来自目前尚无人了解的星体。它发回的数据帮助科学家找到了400多个新的γ射线源。 （撰写：孔克典 审订：古士芬 都 亨）

gama shuntai jilianglü

伽马瞬态剂量率 gamma transient dose rate 核爆炸产生的主要效应之一。核爆时能量以X射线、伽马(γ)射线及中子的形式释放。γ射线是由核爆中重原子裂变引起的高能(>1MeV)窄脉冲(20～30 ns)，它引起材料的电离和瞬态大电流。这些瞬变过程可能破坏电路的逻辑状态，导致金属层的烧毁等。核爆时产生的γ瞬态剂量率强度很高，可达10^{10} rad(si)/s以上，是微电路进行抗核加固的最重要的技术要求，并导致开发与采用互补金属氧化物半导体(CMOS)/蓝宝石上硅(SOS)和绝缘体上硅(SOI)工艺。

（撰写：蒋轩祥 审订：耿秉坤）

gailü piancha

概率偏差 probable error 又称公算偏差。对称于散布中心，弹着点出现在其中的概率等于50%的区间长度的一半。它是表示导弹、火箭和其他射弹落点(弹着点)散布程度的重要参数。对水平目标射击时，分成纵向概率偏差(射程概率偏差、距离概率偏差)和横向概率偏差(方向概率偏差)。对垂直目标射击时，分成高低概率偏差和方向概率偏差。导弹落点散布一般受到很多因素的影响，可认为其服从正态分布。正态分布落点偏差大于4倍概率偏差的概率只有0.7%。因此，4倍概率偏差常称为落点最大偏差。概率偏差是导弹武器的重要战术技术指标，在导弹武器的研究与使用中具有重要意义。另一种概率偏差表示方法为圆概率误差(参见圆概率误差)。

（撰写：茹家欣 审订：李福昌）

ganrao dantou

干扰弹头 countermeasures warhead 装载干扰设备的弹头。近代的干扰设备主要是指主动或被动式的无线电干扰和红外干扰。这种弹头能使观测和跟踪系统对目标的探测、识别和跟踪失误或者完全无法工作；能破坏弹上制导系统的工作，使导弹无法命中目标；能短时间地阻碍通信联络和数据传输等系统的正常工作。



几种弹头比较

（撰写：于德滨 审订：薛成位）

ganrao moni shebei

干扰模拟设备 jamming simulator 武器系统及其电子设备进行室内和外场抗干扰试验的重要配套设备，用于模拟战场环境中的各种无线电和光电干扰信号环境。干扰模拟设备按被试验电子设备的不同，可分为雷达干扰模拟设备、引信干扰模拟设备、通信干扰模拟设备和光电(系统)干扰模拟设备等几类。每种类型的干扰模拟设备又有多种干扰样式。干扰模拟设备属于非标准设备，其研制要求和复杂程度与被试设备的特性、试验场合及试验方法有很大关系。以室内半实物仿真及电子对抗试验用的雷达(导引头)干扰模拟设备为例，除了需模拟各种类型有源和无源的雷达干扰信号外，还应包括各种干扰战术的模拟。其中要模拟的典型雷达干扰信号样式有：(1)各种压制性(噪声)和欺骗性有源干扰；(2)包括金属箔条和无源诱饵的无源干扰；(3)包括气象杂波、地面和海浪杂波在内的自然干扰等。通常室内与外场电子对抗试验采用功率缩比的办法，故其辐射信号功率约为数十毫瓦至数瓦量级。干扰战术环境模拟包括自卫干扰、随队支援干扰及远距离支援干扰等常用战术使用场景的模拟，为此通常需在被试验设备的四周根据试验要求配置相应的干扰辐射源。

（撰写：阮文杰 审订：吴 欣）

ganrao xiaoguo pingding zhunze

干扰效果评定准则 jamming evaluation criteria 空袭方实施干扰突防效果的评估准则。在空袭作战过程中，空袭方常常采用综合电子干扰手段压制地面防空兵器的火力进行突防，以完成其作战使命。针对不同的战术使命和武器装备可以采用不同的干扰效果评定准则。常用的干扰效果评定准则有信息准则、功率准则和效率准则3种。信息准则是对干扰条件下雷达等装备测定目标信息不确定性的一种度量；功率准则是对实施有效干扰所需干扰功率大小的一种度量；而效率准则(又称战术运用准则)是用空袭方运用干扰突防完成战斗使命的概率来衡量的。根据作战任务需求的不同，它们可分别用于系统级、设备级或电路级等不同场合的干扰效果评定。信息准则可评价干扰信号本身的优劣；功率准则取决于干扰设备与被干扰设备的参数；而效率准则将干扰效果与整个作战使命联系起来。因此，效率准则是用来衡量较大系统的干扰效果的一个比较好的评定准则。同样，该准则也可以拓展用于评定防御方武器装备的抗干扰性能。

（撰写：阮文杰 审订：吴 欣）

ganjue chongtu jiashuo

感觉冲突假说 sensory conflict hypothesis 解释航天运动病发生机理的一种假说。这种理论认为，前庭信息与视觉、本体觉的信息一起密切协同，维持各种生理条件下的运动状态和头部在空间的位置，维持人体正常的平衡功能。正常情况下，来自前庭器官、视网膜和本体感受器的信息经整合后在中枢形成特定的感觉—运动模式，当来自上述3种感受器的信息和中枢感觉—运动模式的信息不一致时，就会输出一个错误信息，导致运动病发生。感觉冲突分为视觉—前庭信息之间的冲突和耳石器官—半规管信息之间的冲突，冲突的原因是获得的信息不一致或缺少某种信息。失重状态下，耳石重量消失，耳石对细胞的刺激消除，使耳石器官不产生信息或缺少某种信息。失重状态下本体感受器所产生的信息也发生改变，使来自前庭器官、视网膜和本体感受器的信息不能匹配，造成感觉—运动模式的紊乱，产生运动病症状。经过数天适应，待这种新的信息匹配经中枢整合形成新的感觉—运动模式时，航天运动病症状就会逐渐消退。

（撰写：蒋昌林 审订：魏金河）

ganyan tanceqi

感烟探测器 smoke sensor 载人航天器上探测火灾中释放出的烟雾微粒或气体的敏感器件。它可分为两种类型，一种称为光电式探测器，另一种称为电离式探测器。光电式探测器从原理上又可分为3种：(1) 利用烟雾微粒对光线强度造成衰减的原理制成的仪器，称为模糊式探测仪；(2) 利用烟雾造成光线散射原理制成的仪器，称光散射探测仪；(3) 利用水蒸气在烟雾微粒上凝聚会使微粒增大从而易于探测到这一现象制成的仪器，称凝聚核计数器。光源光谱从红外、可见光到紫外线的探测器可探测0.3 μm以上的烟雾微粒，拟在国际空间站上使用。电离式探测器包括电离源和电离室两部分。电离源产生的辐射能量输入带电极的电离室内电离大气分子，电离后的大气分子向电极加速运动，因此在电极之间形成微电流。如有烟雾产生，烟雾粒子将与离子结合而使离子质量增加并降低其运动速度，从而引起电流的变化，借此即可测定烟雾的浓度及增长速度。此种仪器可以监测大气中烟雾浓度超过2.5 mg/m^{3}和(或)烟雾变化率大于0.03 mg/m^{3}的火情发生，已在航天飞机等载人航天器中安装使用。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

gaobao chuanjia zhandoubu

高爆穿甲战斗部 high explosive blast penetrator warhead 一种侵彻式内爆战斗部。它由金属壳体、高能炸药和起爆装置3部分组成。该战斗部靠动能侵彻目标的防护层而进入目标内部，引信延时起爆，使战斗部在目标的内部爆炸，以产生对目标的最大破坏效果。对这种战斗部的设计要求是：(1) 战斗部壳体要有足够的强度，在撞击载荷的作用下不破裂，也不允许壳体产生过大的塑性变形，以防使装药受到强烈的挤压而发生早爆；(2) 战斗部的装药在额定的撞击载荷作用下不能发生早炸；(3) 起爆装置作用可靠。

（撰写：凌玉昆　审订：王德基）

gaoceng daqi

高层大气 upper atmosphere 主要指距地球表面90 km以上的大气。高层大气属于弱电离、可压缩和多成分的气体。因受直接的太阳辐射加热，高层大气具有很高的温度。在各种化学、辐射和动力学耦合过程的控制下，高层中性大气呈现复杂多变的形态。虽然电离成分的含量只有中性粒子的1%，但电离气体通过碰撞与高层中性粒子相互作用，发生动量、热量和能量的交换，对中性粒子状态有较大的影响。高层大气吸收强的极紫外辐射，使分子氧分解为原子氧。有两种方式使太阳的能量传输到地球高层大气，第一种是受阳光照射的高层大气直接接收极紫外和远紫外辐射；第二种是太阳风动能被磁层部分地捕获。特别是在磁暴时，沿等离子体漂移方向上中性气体得到加速，产生强的大尺度中性风场，并且磁层的电场耗散引起焦耳加热，高能带电粒子的沉降引起动力学加热。在增强的电能消散区，能观测到上层大气引人注目的变化。所以太阳活动和地磁活动对高层大气有很大的影响。高层大气状态也随季节、地方时和经、纬度而发生变化。高层大气中以分子运动为基础的现象，除分子扩散运动以外，还有分子热传导和动量粘性传输等。高层大气的宏观运动，有全球尺度的环流、潮汐和重力波等。

（撰写：田剑华　审订：都亨）

gaoceng daqi dianci fushe

高层大气电磁辐射 electromagnetic radiation of upper atmosphere 来自地球高层大气的电磁辐射。主要有极光、气辉和大气闪电。参见*极光*、*气辉*和*地球大气电磁辐射*。

（撰写：张仲谋　审订：都亨）

gaoceng daqi moshi

高层大气模式 upper atmosphere model 对不同时间、不同太阳活动和地磁活动条件下，高层大气参数的空间分布的描述。它的表现形式是图表和公式，也可将计算程序和数据组储存于计算机中，由计算机完成运算。这里的高层大气模式主要是指高层中性大气模式。大气模式主要分为两类，即标准大气和参考大气。标准大气的早期定义是在遵循理想气体定律和流体静力学方程的条件下，假设的一种大气温度、压力和密度的垂直分布，用以粗略地反映一年内中纬度大气的平均状况。在美国把标准大气的高度逐步扩展后，对标准大气定义作了如下的补充说明：标准大气需要考虑地球的自转，大气参数值是昼夜变化、半年变化以及从活动到宁静的地磁条件和从活动到平静的太阳活动条件下的平均值，并且在湍流层顶上各种气体成分满足各自的流体静力学平衡方程。概括地说，美国标准大气表示的是在中等太阳活动条件下，从地球表面到1000 km高度中纬区域理想化的、稳态地球大气平均状态下的剖面，其中最具代表性的是《美国标准大气1962》、《美国标准大气增补1966》和一直延用至现在的《美国标准大气1976》。参考大气是描述地球中性大气随地理位置、时间及太阳活动和地磁扰动而变化的大气模式，最具代表性的是CIRA、Jacchia和MSIS系列参考大气。CIRA系列模式是空间研究委员会(COSPAR)推荐并通过的国际参考大气，到目前为止已发展了4个版本。Jacchia系列模式是以依据卫星轨道衰变推算的大气密度数据为基础建立的，已发展了5个模式，其中的马歇尔工程用热层模式是美国航空航天局马歇尔航天飞行中心全球参考大气GRAM-95的重要组成部分。MSIS系列模式是以卫星、火箭质谱计和地面非相干散射雷达测量结果为基础建立的，已发展了5个版本，COSPAR选择其中的MSIS 86作为CIRA 1986的热层模式的重要部分，而MSIS 90把模式的高度范围扩大到地面，主要是为了用于跨越几个大气边界的研究。这些模式一般给出了高层大气温度、压力、密度、压力标高和密度标高、各种主要中性气体成分的数密度、总数密度和平均分子量等高层大气状态参数。此外，有的模式给出了风场，其中最典型的是HWM系列高层大气风场模式，已有3个版本。

（撰写：田剑华　审订：都亨）

gaoceng daqi wulixue

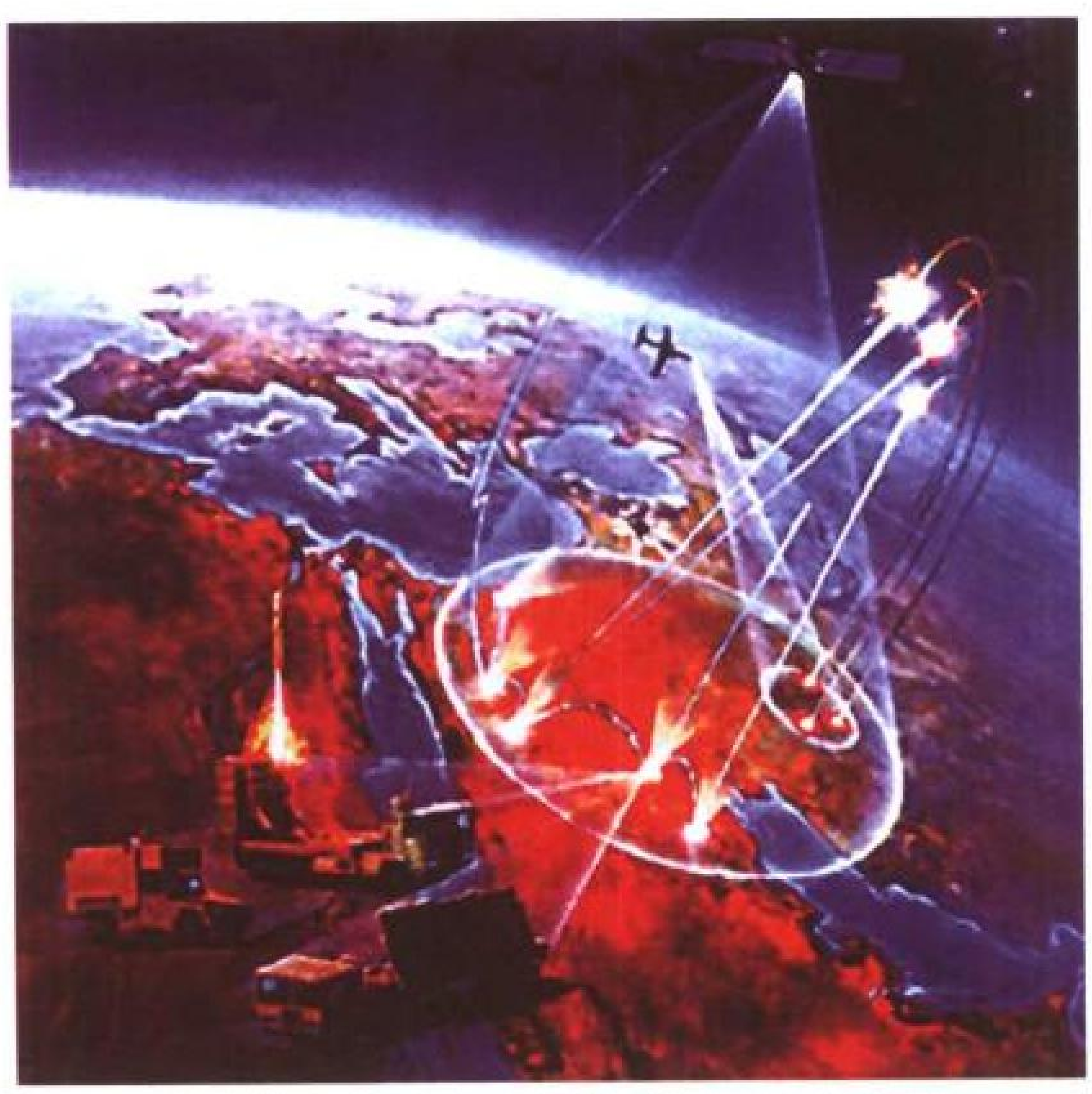
高层大气物理学 upper atmospheric physics 是主要研究在高层大气中发生的各种物理过程的一个学科。空间物理学的一个分支学科，也是大气物理学的一个分支学科。由于高层大气中的化学过程常与光学和粒子碰撞等物理过程有关，所以广义地理解高层大气物理也包括光学过程的研究。它涉及到高层大气的宏观结构和宏观运动，也涉及到高层大气的微观结构和微观物理、化学过程。主要研究内容有：(1) 高层大气的环境特征和变化规律；(2) 高层大气的热状态、物质结构、运动规律、扩散平衡和能量平衡过程；(3) 高层大气动力学；(4) 太阳电磁辐射、太阳风和地磁扰动对高层大气的影响及高层大气与磁层的耦合；(5) 高层大气与低、中层大气的耦合；(6)

极光和气辉等高层大气发光现象。

（撰写：孔克典　田剑华　审订：都　亨）

gaoceng lanjie

高层拦截 upper-tier interception　多层弹道导弹防御系统中，在大气层上层和大气层外对弹道导弹实施的拦截。高层拦截系统是对付中程弹道导弹、提高战区弹道导弹防御系统的防御效率和保卫大区域所必需的。美国的“战区高空区域防御”系统(THAAD)和“海军全战区”(NTW)防御系统均属于高层拦截系统。美国的地、空、天一体化THAAD的构想如图所示。高层拦截的特点是在弹道上升段、中段和再入段的高层拦截目标。拦截弹通常采用红外寻的末制导和直接侧向力控制，制导控制精度高，可达到直接碰撞动能杀伤的效果；拦截的距离远，可达数百千米；保卫的区域面积大，如THAAD系统的防御区域可达1500 km×100 km；对付的是中程和中远程战区（非战略）弹道导弹，拦截弹的主动段末速达2.6 km/s，对付弹头的最大速度可达5 km/s，能在大气层外拦截在中段和末段飞行的战区弹道导弹。NTW防御系统可拦截射程达3500 km的弹道导弹，采用“大气层外轻型射弹”(LEAP)动能杀伤拦截弹，拦截高度不低于80～100 km，最大可达500 km，最大拦截距离可达1200 km。其拦截弹的最大速度可达4.5 km/s，在美俄反导防御系统分界协议中属



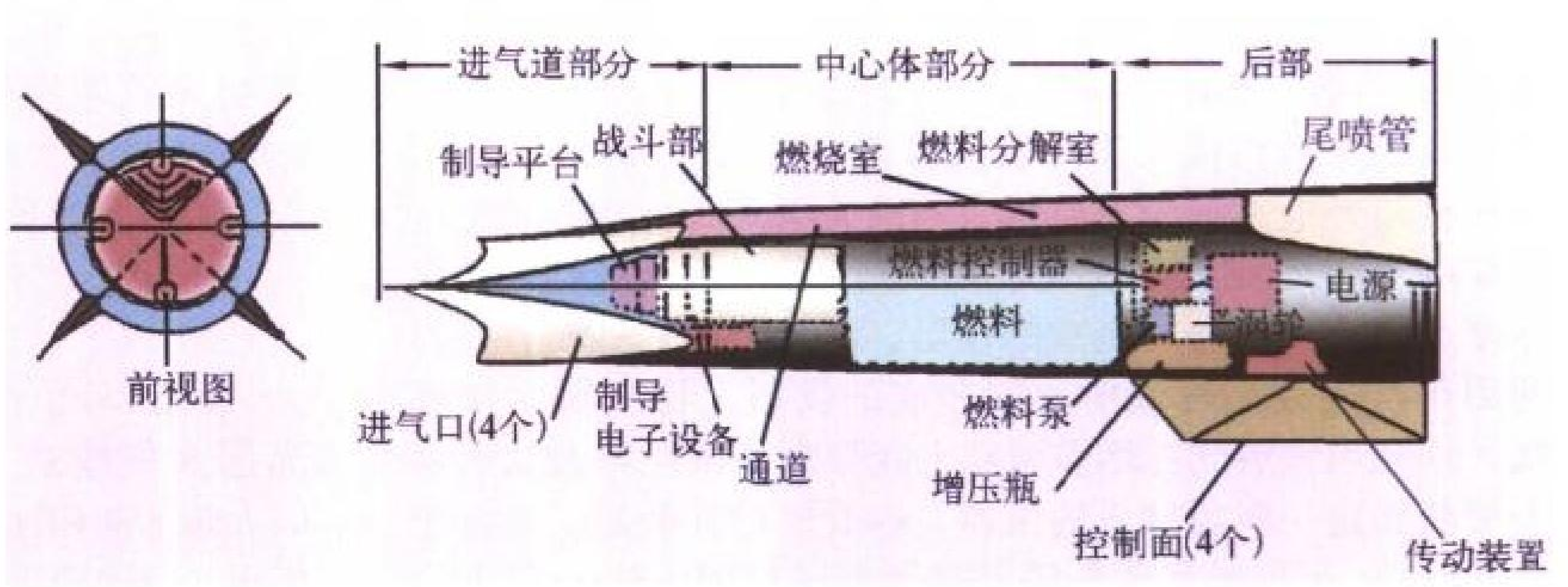
美国地、空、天一体化THAAD的构想

于高速非战略拦截弹，能在大气层外拦截处于上升段、中段飞行的战区弹道导弹。实际上，美国的高层战区导弹防御系统均具有战略导弹防御的潜力。

（撰写：张志鸿　审订：林玉琛）

gaochaoshengsu daodan

高超声速导弹 hypersonic missile　用吸气式发动机作推进系统，在空气中以5倍以上的当地声速飞行的导弹。当以马赫数 Ma，即飞行速度与当地声速之比表示时，则称为 $Ma \geqslant 5$ 的导弹。为能在空气中保持长时间高速飞行，高超声速导弹要用超声速燃烧（超燃）冲压式发动机作推进系统。因具有响应速度快、突防能力强、战斗部对加固硬目标破坏能力大等优点，高超声速导弹已成为21世纪初常规战略和战区进攻武器的重点研究对象之一。然而，由于其流场复杂、气动加热严重、总体设计和发动机研制难度大、试验研究设备造价昂贵等方面的原因，在经过40多年的理论和试验研究后，才逐步进入以具体型号为背景的工程研究与开发阶段。$Ma = 4 \sim 8$ 的高超声速巡航导弹研制方案有可能在2010年前后最先研制成功，将主要用于攻击机动式战区导弹发射架、加固目标和深埋地下目标等高价值硬目标。



$Ma = 4 \sim 8$ 的超燃冲压发动机导弹方案示意图

（撰写：毕士冠　审订：姚绍福）

gaochaoshengsuliu

高超声速流 hypersonic flow　流体在流场中的流速远大于声速的流动。一般指来流马赫数等于或大于5的流动。高超声速流动的主要特点是高马赫数和高能量，使流体具有一般超声速流所没有的流体动力特征和物理化学变化。实际飞行器的前端一般是钝头体。高超声速气流绕钝头体流动时在钝头体前部会产生十分强的弓形脱体激波。由于激波很靠近物体，通常把激波和物面之间的区域称为激波层。在弓形激波所包围的流场内有内伏的激波、膨胀波、剪切层等。同时，激波与边界层干扰现象十分严重，使得高超声速流动图像呈现十分复杂的特征。高速大能量气流经过激波的强烈压缩而滞止或者与物体表面发生强烈摩擦，可使气体温度升高至数千摄氏度，导致气体特性产生明显变化。更高的温度下气体还会产生离解、电离、辐射等物理化学变化，因此使气体介质的热力学特性、输运特性、能量传递和转换等与完全气体相比产生复杂的变化，对飞行器的气动力和气动加热产生影响，即产生真实气体效应。在高超声速流中，即使在小扰动条件下，无粘流的运动方程也不能线性化，但可以显示出流动在小扰动情况下有相似性。高超声速相似率是我国科学家钱学森和郭永怀于1946年在研究二维和轴对称无旋运动方程时提出的。

（撰写：王侠超　审订：郑盛火）

gaochun boli ronglian

高纯玻璃熔炼 high purity glass melting　利用空间微重力条件制备高纯度玻璃的过程。在玻璃熔炼过程中，控制成核过程是形成玻璃的关键。均匀形核是由材料的特性决定的，而非均匀形核则是由外来相和容器壁引起的。空间微重力环境提供了研究形核和过冷度，通过控制和降低非均匀形核率，制备新型玻璃的可能性。因为空间微重力条件下浮力驱动的对流消失了，实际上从容器壁输运到熔体中去的晶核也消失了，所以非均匀形核率也相应降低了。在空间微重力条件下，配合使用电磁或声学悬浮装置，可以在高纯环境下进行无容器熔化和凝固，彻底消除了容器诱发的形核，并降低了熔体表面的形核，可以制备出高纯玻璃。

（撰写：战再吉　审订：孙力玲　王文魁）

gaodiwen he dawencha

高低温和大温差 extreme temperature and great temperature difference 航天器在轨道上可能遇到的极端高温情况、极端低温情况和航天器各部分之间以及在不同时刻航天器的温度有极大差别的情况。航天器的极端高温情况通常是指组合了航天器在轨道上可能遇到的使航天器温度升高的极端热条件，包括最大受晒因子、最大受照截面积、最大地球红外辐射与地球反照热流、航天器内部最大发热功率、涂层最大退化、太阳常数为高值等条件时的温度状况。航天器的极端低温情况通常是指组合了航天器在轨道上可能遇到的使航天器温度降低的极端热条件，包括最小受晒因子、最小受照截面积、航天器内部最小发热功率、涂层热特性为初始值、太阳常数为低值等条件时的温度状况。航天器各部分之间以及在不同时刻航天器的温度可能有巨大的差别。例如，受阳光照射的航天器表面温度可以达到 600～700 K，未被阳光照射的航天器表面温度甚至可以降至接近 3 K(宇宙背景温度)。

（撰写：李颐黎　审订：李大耀）

gaoji kejianguang ji jinhongwai fusheji

高级可见光及近红外辐射计 Advanced Visible and Near Infrared Radiometer (AVNIR) 日本为陆地遥感而研制的卫星遥感仪。它在可见光和近红外光谱范围实现多光谱成像。它采用大型线列阵电荷耦合器件(CCD)探测器组件，按推帚式扫描成像原理操作。探测器组件上包括4个工作于不同波段的线列阵CCD探测器。仪器具有侧向瞄准能力，按步级在垂直于轨迹方向上瞄准，提高了地面观测的重访率。该仪器最初装载于日本"先进对地观测卫星"(ADEOS)上，后来又发展了AVNIR-2型，作为日本"先进陆地观测卫星"(ALOS)的有效载荷。AVNIR-2较原AVNIR提高了分辨率，取消了全色波段，扩大了瞄准范围(详见附表)。

"高级可见光及近红外辐射计"基本性能参数

遥感仪	AVNIR	AVNIR-2
安装卫星	ADEOS	ALOS
谱段/nm	420～500 520～600 610～690 760～890 全色(605)	420～500 520～600 610～690 760～890
地面分辨率/m	16	10
地面刈幅/km	80	70
侧向瞄准范围	±40°	±44°
信噪比	200	≥200

（撰写：张钧屏　审订：薛永祺）

gaoji kongjian refashe he fanshe fusheji

高级空间热发射和反射辐射计 Advanced Spaceborne Thermal Emission and Reflection Radiometer (ASTER) 美国"地球观测系统"(EOS)卫星上的主要遥感仪。它可获取地球表面可见光、近红外、短波红外和热红外光谱的高分辨率图像。主要数据产品有：地球表面的分谱辐射率和反射比；地表温度和比辐射率；立体图像的数字高程图；地表成分和植被图；云层 海冰和极冰图；自然灾害监测。ASTER仪器由3个独立的望远镜子系统构成。在可见光近红外(VNIR)、短波红外(SWIR)和热红外(TIR)3个光谱区获得14个狭窄光谱波段的高辐射度分辨图像。仪器性能参数见表。ASTER仪器在轨道运行中仅部分时间工作：白天8 min，其中立体图像仅1 min；夜间热红外波段8 min。该仪器由日本三菱公司研制。

"高级空间热发射和反射辐射计"性能参数

谱段	0.5～0.9 μm (VNIR) 1.6～2.5 μm (SWIR) 8～12 μm (TIR)
空间分辨率	15m，30m，90m
有荷因数	8%
数据率	8.3Mbps (平均)，89.2Mbps (峰值)
质量	450kg
功耗	525 W (平均)，761 W (峰值)

（撰写：张钧屏　审订：薛永祺）

G

gaoji tixi jiegou

高级体系结构 high level architecture (HLA) 在DIS2.X和聚集级仿真协议的基础上发展的新的分布交互式体系结构。它消除了DIS2.X的体系结构、标准和协议的局限和不足，规定了一系列新的标准，建立了一个完整的仿真体系结构，可实现各种类型的仿真系统间的互操作和仿真系统及其部件的重用，满足大规模的多对多／部队对部队的战术、战略原则的开发和演练仿真，提供多兵种、多武器系统的体系攻防对抗仿真和武器系统性能评估，提供不同粒度、不同聚集度的对抗仿真和人员训练仿真，满足复杂大系统的仿真需要，从而真正实现将构造仿真、虚拟仿真和实物仿真集成到一个综合环境中，以满足各种类型仿真的需要。

DIS/HLA的比较

DIS	HLA
平台级建模(以连续系统为主)	包括平台级建模与聚集级建模
虚拟仿真/实物仿真	构造仿真/虚拟仿真/实物仿真
广播式通信/点对点通信	一点对多点通信
数据通信按PDU规范(IEEE1278-1)	在联邦成员的仿真对象模型和联邦对象模型中定义数据通信格式
网络接口按IEEE1278-2标准	由RTI (Run Time Infrastructure)提供网络接口
实时仿真	多种时间的管理服务

（撰写：周浦南　审订：王东木）

gaojindian

高近点 high-altitude near range point 防空导弹在最大拦截高度时的最小斜距点。它限定了防空导弹作战空域的顶部边界。对于采用倾斜发射方式的防空导弹，它受制导雷达工作区最大发射角和导弹机动能力的限制。高近点是一个边界点，在该点附近区域内由于拦截导弹与目标交会角以及导弹高空机动能力下降等不利因素的影响，一般杀伤概率偏低。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

gaojingdu celiangdai

高精度测量带 high accuracy measurement corridor 为完成

地地导弹的精度评定，由多套高精度外测系统所覆盖的测量航区。我国导弹试验场高精度测量带由布在导弹试验场首区和航区的干涉仪和连续波多站测速系统组成，主要测量地地导弹主动段弹道，同时也承担运载火箭的弹道测量。多套高精度连续波系统的联合测量，可提供高精度测量数据，扩大高精度测量范围，提高测量的可靠性，同时可提供大量的冗余信息。在导弹飞行试验后的事后数据处理时，利用这些冗余信息和最佳弹道估计自校准技术，可以进一步估算和校准测量数据中所含的系统性误差，从而提高弹道的测量精度。

（撰写：刘利生　审订：单文增）

gaojuli fenbianlü haomibo daoyintou

高距离分辨率毫米波导引头　millimeter wave seeker with high range resolution　采用宽带毫米波技术对被攻击目标的距离剖面成像并选择要害部位进行瞄准的智能化主动寻的导引头。它应用于导弹武器系统中的末制导，利用高距离分辨率对被攻击目标进行距离维成像，判断目标的关键部位并进行瞄准跟踪，从而引导导弹对该要害部位实现碰撞杀伤。这种导引头可采用脉内调频或脉间跳频技术实现宽带辐射，通过合成处理实现高距离分辨率，利用三通道比幅单脉冲体制实现角跟踪。天馈系统采用平面隙缝阵实现窄波束，发射机采用行波管实现大功率发射，低噪声前端小型集成化，伺服控制利用常平架，接收机采用幅相平衡的脉压相干体制，频综采用脉间跳频技术。它不仅可以应用于反飞机导弹武器系统，也可应用于反导武器系统。国外已有类似的技术应用在现役型号中。它是精确制导武器中的一种关键设备。

（撰写：贺志毅　审订：郝祖全）

G

gaokong dianhuo

高空点火　altitude ignition　火箭发动机的燃烧室在高空环境中进行的点火过程。高空环境条件有3个特点：(1) 压力极小或真空；(2) 温度低；(3) 失重现象。在这种环境下的点火与地面条件点火有很大差别。固体火箭发动机的推进剂为固体药柱，平时就贮存在燃烧室内，采用喷管安装密封堵盖等方法能较好地解决高空点火问题。液体火箭发动机在高空点火时，延迟期可从地面环境下的几毫秒增加到几十毫秒，导致点火时推进剂在燃烧室中大量积存，容易形成很大的燃气压力峰，从而降低了发动机起动的安全性。为此要采取分级起动、超前点火和加大点火能量等措施，以减少点火时推进剂在燃烧室中的积存量，降低点火压力峰，确保发动机起动的安全。

（撰写：王晋之　审订：谢光选）

gaokong fengqiebian

高空风切变　upper atmospheric wind shear　高空风矢量在特定方向上的空间变化。通常分为水平切变和垂直切变。风水平切变是水平风向和(或)风速在水平方向上的变化。其量值一般小于风垂直切变，但也威胁着飞行器起落飞行的安全。美国约有60个机场安装的低空风切变警报系统就是以地面风的水平切变值作为报警标准的，当安装于跑道头的风向风速表和机场中央塔台的风向风速表的风矢量差达到8.5 km/h的量值时，系统即发出报警信号。按照航向与风向的不同配置，风的水平切变还可分为顺风切变、逆风切变和侧风切变等形式。高空急流两侧，风的水平切变也较强，常引起飞机颠簸。风垂直切变是风切变的一种主要形式，即水平风向和(或)风速在垂直距离上的变化。它是飞行器起落飞行的一大危害。为了更好地了解和掌握其危害程度，国际民航组织专门规定了这种风切变的强度等级标准。高空风的垂直切变对运载火箭的发射和航天器的入轨影响很大。

（撰写：田剑华　审订：郝亨）

gaokong lanjie wuqi

高空拦截武器　high endoatmospheric interceptor weapon　又称大气层内高空拦截武器。能在稀薄大气中作战的导弹武器。它依靠轨控和姿控发动机来改变弹道和姿态。高空拦截武器主要对付弹道式导弹。由于高空阻力小，拦截器的平均速度大，作战空域大，因此它常用作高空区域防御武器，如美国的“战区高空区域防御系统”武器。高空拦截武器也可以发展成为大气层外的航天武器，用来拦截军用卫星，这时它的作战高度和距离将达到数百到数千千米。

（撰写：成楚之　审订：全玉华）

gaomidu hejin guanxing qijian cailiao

高密度合金惯性器件材料　high density alloy inertial device material　一种用于平衡质量器件或惯性器件的具有高密度的合金材料。除用作陀螺仪的平衡质量器件外，还可用作陀螺转子和电磁摆的摆锤、传感器中的质量块、启动器及触发器的惯性元件等。用高密度合金代替不锈钢、青铜或黄铜，能提高角动量70%。主要采用W-Ni-Cu系高密度合金，其中钨含量和镍—铜比对合金性能有很大影响。用94%钨粉(粒度320目)、4%铜粉和2%镍粉(粒度200目)能制得满意的制品。该合金具有高的强度、硬度、耐磨性及抗氧化性(见表)。该材料成型工艺是混料后模压成型，成型剂为5%的1:5甘油酒精混合液，模压压强为400～450 MPa；毛坯经330°C脱甘油，继续升温至800～900°C预烧，然后再在1370～1380°C下保温2 h烧结成型。

高密度W–Ni–Cu系合金材料性能

密度 g/cm^3	硬度 HB	抗拉强度 MPa	延伸率	弹性模量 MPa	膨胀系数 1/°C	磁性
17.3～17.6	240～310	680～850	2%～4%	290～320	5.7×10^{-6}～6.5×10^{-6}	无磁性

（撰写：仝爱莲　审订：韩鸿硕）

gaonengliang midu cailiao

高能量密度材料　high energy density material (HEDM)　单位体积能焓高(即具有高热焓和高密度特性)的材料。高能量密度材料包括单质炸药、氧化剂、含能胶粘剂、含能增塑剂等，主要用作炸药、推进剂和火工品。当前，实用的能量密度最高的材料为奥克托金，因此以奥克托金为参照标准。当材料的能量特性和密度比奥克托金高3%以上时就称为高能量密度材料。高能量密度材料用作炸药，可以提高炸药的爆速、爆压，增加爆炸威力。高能量密度材料用作推进剂，可以提高推进剂的密度比冲，增加火箭或导弹的运载能力和射程。目前高能量密度材料主要有六硝基六氮杂异伍兹烷(其能量密度比奥克托金高10%)、三硝基氮杂环丁烷和叠氮胶粘剂等。这些物质正在进行放大试验和开展应用研究。为了更进一步提高材料的能量密度，从20世纪80年代开始，提出在化学束缚激发态物质、亚稳态物质、超价态物质、应力态物质等诸多方面，广泛开发探索新的高能量密度材料。

（撰写：张小平　审订：王北海）

gaoneng tianjiaji

高能添加剂 high energy additive 能较大地提高固体推进剂比冲的物质。提高固体推进剂的比冲通常有两种方法：一是提高燃烧温度，二是降低燃气的平均分子量。提高燃烧温度可使用燃烧热高的金属及其氢化物或双金属体系。目前，最常使用的金属是铝，得到广泛研究的有硼、铍、镁、锂等，但硼的化学活性大，铍的价格昂贵而且燃烧产物毒性大。在高密度比冲推进剂中，锆可望得到应用。最引人注目的金属氢化物是三氢化铝，其他得到研究的金属氢化物有氢化锂、氢化镁、氢化铍等。双金属体系有氢化铝锂。降低燃气平均分子量可使用氢和氮含量高且成气量较大的化合物。常用硝胺类化合物(如黑索金和奥克托金等)作为高能添加剂。高能添加剂的选择方向是生成热高的化合物，或分子中含弱键结合的基团，如硝基、亚硝基、硝胺基、肼基、羟胺基、硝酸酯基、叠氮基或氟氨基等。高能添加剂的用量一般占推进剂质量的5%～25%。高能添加剂在推进剂中的应用应考虑其物理化学安定性以及与其他组分的相容性等。

（撰写：姚润森 审订：王北海）

gaoneng tuijinji

高能推进剂 high energy propellant 比冲高的化学推进剂。其比冲指标无明确划分界限。对于液体高能推进剂，理论比冲一般应高于3000 N·s/kg，如液氧／混肼、液氧／液氢或液氟／液氢等双组元液体推进剂。对于固体推进剂，一般将标准理论比冲高于2608 N·s/kg的称之为高能推进剂，如已得到实际应用的硝酸酯增塑聚醚推进剂等。目前，叠氮推进剂和含高能量密度材料（如六硝基六氮杂异伍兹烷）的推进剂正在进行应用研究，其能量又有进一步的提高。

（撰写：张小平 审订：李谨卫）

gaoneng yuzhouxian

高能宇宙线 high energy cosmic ray 宇宙线中能量较高的部分。宇宙线的能量范围很宽，低能部分仅数千电子伏，高能部分已测量到每个核子高达10^{20}eV，按有关理论估计最高能量可达每个核子10^{21}eV，有人甚至提出可达10^{28}eV。宇宙线能量高低是相对的，在不同场合所指能量值有很大差别。对太阳宇宙线来说，低于几十兆电子伏的称为低能太阳宇宙线，高于这个值就称为高能太阳宇宙线。对银河宇宙线来说，通常每个核子的能量高于10^{9} eV才称得上高能银河宇宙线，比这个能量低的称为低能银河宇宙线。

（撰写：韩建伟 审订：都 亨）

gaoransu tuijinji

高燃速推进剂 high burning rate propellant 通常指在20 ℃和工作压力为6.86MPa条件下，线燃速在25 mm/s以上的固体推进剂。其中燃速25～100 mm/s的固体推进剂称为高燃速推进剂；燃速大于100 mm/s的固体推进剂称为超高燃速推进剂。采用高百分比含量细粒度（7 μm左右）或超细粒度（≤1μm）高氯酸铵、添加二茂铁衍生物或过渡金属氧化物等燃速催化剂，可获得以高氯酸铵为氧化剂的高燃速固体推进剂。高燃速推进剂主要用于反坦克火箭、战术导弹助推器、旋转发动机、点火发动机和航天飞行器发动机等。在高燃速固体推进剂药柱中嵌入导热系数大的金属（一般为银）丝或石墨纤维，可获得更高燃速的固体推进剂。使用多孔的高氯酸铵、添加碳硼烷类高效燃速催化剂、纳米级材料和快燃物或爆炸物等方法，也可获得超高燃速推进剂，但这些方法中的大部分，技术尚不成熟，正处于研究开发阶段。

（撰写：李谨卫 审订：王北海）

gaosu sheyingji

高速摄影机 high speed camera 用来对运动目标进行高速摄影的摄影机。高速摄影机可以拍摄一张曝光时间极短的高速过程的照片，也可以拍摄一连串曝光时间极短的照片来连续记录高速过程的轨迹（即连续高速摄影）。高速摄影机主要要解决既快又不变形两个问题，包括从可见光到红外、紫外、X射线以及全息等多种类型。一般电影摄影的拍摄频率为每秒24幅。美国1932年研制出的一种16 mm高速电影摄影机拍摄频率为每秒4000幅，后来的高速摄影机拍摄频率更高。取得广泛应用的高速摄影机有间歇式高速电影摄影机（曝光时胶片静止，不曝光时胶片被间歇机构拉过一个画面的间距）、棱镜补偿式高速电影摄影机（胶片作匀速运动，采用光学补偿的办法使像点运动与胶片速度一致）、转镜式高速摄影机（胶片不动，被摄目标的信息通过旋转反射镜传递到胶片上）以及利用变像管来传递和记录瞬变光学图像的变像管高速摄影机等。间歇式高速电影摄影机具有较高的画幅稳定性和分辨率以及较好的像质，每次摄影可得很多幅照片，可用电影放映机放映成慢动作，但拍摄频率不能很高（每秒数百幅）。它广泛用于记录运动姿态和事件，如火箭点火、火焰状况、插头脱落、火箭离架时的纵向和横向漂移等实况。棱镜补偿式高速电影摄影机拍摄频率范围宽（每秒数百幅至数万幅），胶片容量大，像质较好，可用于拍摄火箭二级点火和级间分离，也可用于拍摄地空导弹和空空导弹的遭遇情况。

（撰写：刘树洪 审订：李邦复）

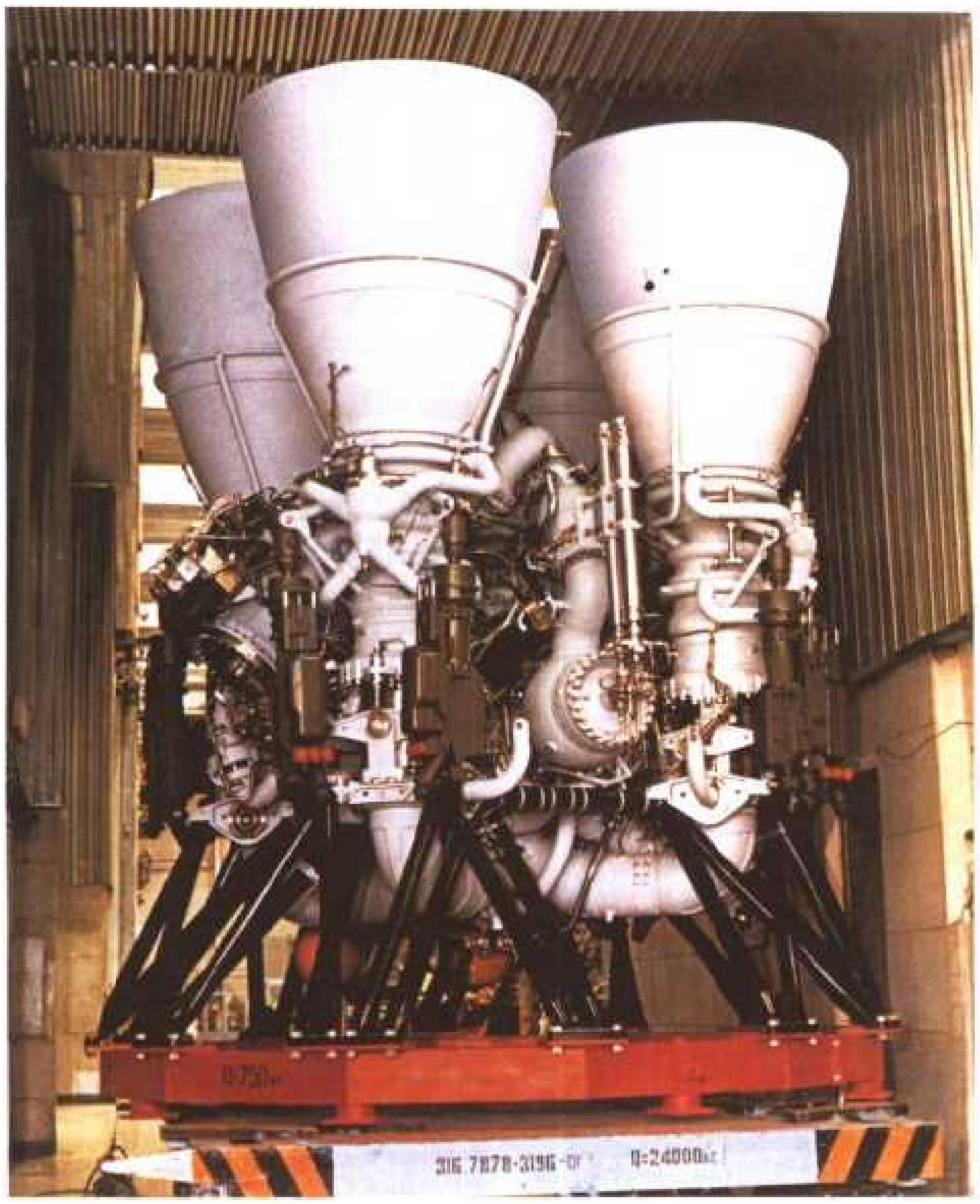
gaoxiao yingli shaixuan

高效应力筛选 high efficiency stress screening 一种高效的环境应力筛选方法。环境应力筛选（ESS）是用来尽可能暴露会导致产品早期失效的所有潜在缺陷的一种筛选方法。筛选能暴露潜在缺陷的概率称为筛选强度。从理论上讲，没有一个筛选方案能把潜在缺陷100%地暴露出来，但研究发现确实存在最有效的筛选项目，这就是温度循环和随机振动。按一定规范同时采用随机振动和温度循环进行筛选的方法就称为高效应力筛选。由于具有极好的效费比，ESS已逐步发展为一个有效的生产工序，规定100%地进行。在实际应用时，筛选应力可以根据对生产故障数据和现场使用数据的分析，在生产过程中进行合理修改。硬性规定用ESS作为接收试验或一味追求无故障筛选都是不合适的。

（撰写：蒋轩祥 审订：耿秉坤）

gaoya buran huojian fadongji

高压补燃火箭发动机 high pressure staged combustion rocket engine 又称分级燃烧循环火箭发动机。利用富燃预燃室或富氧预燃室的燃气作工质驱动涡轮，再将涡轮排气引入主燃烧室进行充分燃烧的液体推进剂高压火箭发动机。为了缩小发动机的结构尺寸，提高功率密度和减少比冲损失，常选用高压补燃火箭发动机。随着燃烧室压强的提高，涡轮泵功率相应迅速增长，驱动涡轮的燃气工质流量急剧增大，如果仍采用常规的燃气发生器循环系统，发动机的比冲将显著降低。采用分级燃烧循环系统能显著提高发动机整机的性能。前苏联在20世纪60年代初研制的NK-33和D-57以及70年代研



RD-170 高压补燃火箭发动机

制的 RD-170、RD-120 和 RD-0120 等发动机都采用了分级燃烧循环方式。美国 20 世纪 70 年代研制的航天飞机主发动机(SSME)亦为分级燃烧循环火箭发动机。这类发动机设计的燃烧室压强都比较高，一般都在 10 MPa以上，这样才能充分发挥分级燃烧循环的优越性。例如，RD-170 火箭发动机的燃烧室压强竟高达 25 MPa。也正因为如此，高压补燃火箭发动机系统结构复杂，组件数量多，研制难度大。

（撰写：袁耀章　审订：朱森元）

gaoyashi

高压室　high pressure chamber　又称燃气发生器。弹射动力装置中的一部分。它是装在导弹发射筒内的固体火箭发动机。高压室由燃烧室、药柱、点火组件、前后挡药板及喷喉等组成。燃烧室是贮存药柱的容器，承受高温高压燃气，可采用高强度的合金材料制造。为防止过烧，燃烧室的内壁需进行防烧蚀处理。药柱具有一定的几何形状和尺寸。点火组件用于点燃主装药。喷喉是高温高压燃气的出口。它控制燃气的流出，使燃烧室内的燃气保持足够的压强。高压室的内弹道设计参数包括导弹的出筒速度、导弹在筒内的纵向过载系数、弹底压力及允许最大温度。通过内弹道设计可首先计算出装药形式、药柱形状和包覆形式及装药燃烧面积，据此和发动机其他参数建立起高压室计算微分方程组，求解可得高压室压强随时间变化的关系式。所得压强曲线应满足导弹在弹射过程中在发射筒内的运动参数要求。

（撰写：段绍维　审订：王瑞銓）

gaoyuandian

高远点　high-altitude long range point　防空导弹在最大拦截高度上的最远点。它是考核导弹作战能力的一个重要试验点。在高远点，导弹的速度虽然不低，但由于动压和机动性(可用过载)较低，一般其杀伤概率也会下降。因此高远点的确定受允许杀伤概率降低程度等的限制，如取相对直线匀速目标的杀伤概率为 0.4～0.5 为限度。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

gaozhenkong

高真空　high vacuum　一定空间区域内气体压力为10^{-1}～10^{-5} Pa的稀薄气体状态。此空间区域可以是地球大气层高层或宇宙空间的某一区域，也可以是密闭的人造容器内的某一区域。在地球大气层内，90 km以上高度范围内的大气即处于高真空状态；在人造容器内可用扩散泵等抽气机组获得高真空。在常温、气体成分为空气的高真空中，气体密度仅为标准大气压下的百万分之一到百亿分之一；气体分子的平均自由程为几厘米到几百米；单位时间内碰到单位物体表面的气体量为1×10^{-5}～1×10^{-9} g/(cm^2·s)(相当于3×10^{17}～3×10^{13}个分子/(cm^2·s))；在平均自由程范围内，气体分子之间不发生相互碰撞，气体分子在空间作直线飞行。在这样的状态下，气体的对流和热传导实际上已不起作用，分离物体之间的热交换仅通过热辐射进行；气体成分对表面的污染和其他作用大为减小。高真空是航天器(或其零部件、材料)热真空试验和空间环境模拟试验的基本环境条件。此外，真空镀膜机、电子束焊机、粒子加速器、表面分析仪器以至显像管、白炽灯、低温容器等仪器、设备和器件也都利用了高真空的特性。

（撰写：陶业坚　审订：达道安）

gaozhenkong dianlianjieqi

高真空电连接器　super vacuum connector　用于卫星或其他航天器中电子设备间在高真空空间环境下的电路连接或快速分离的机电元件。它由插头和插座两部分组成。有插头与插座插合后不分离的高真空电连接器，也有插头与插座插合后需分离的高真空分离电连接器。高真空分离电连接器一般用于星箭分离或卫星返回时舱与舱之间的分离。由于电连接器在高真空(真空度为1.33×10^{-7} Pa)的空间中工作，为使电连接器可靠工作，设计时需考虑解决下述问题:(1)“冷焊”问题。高真空条件下，金属材料界面间原子具有吸引力，活动构件之间的配合间隙如选择不当，就会出现“冷焊”现象而将需分离的表面“焊”死。(2)辐射问题。由于空间存在着电子、质子等辐射，因此，选材时要选用耐辐射材料，否则会降低电连接器的电性能。(3)“放气”问题。在高真空条件下，电连接器材料，特别是非金属材料和油脂会加速挥发，这些挥发物会污染卫星的摄像镜头等，因此需选用低挥发或不挥发材料。(4)导磁问题。应选用低磁导率材料。

（撰写：徐光熙　审订：许金雨）

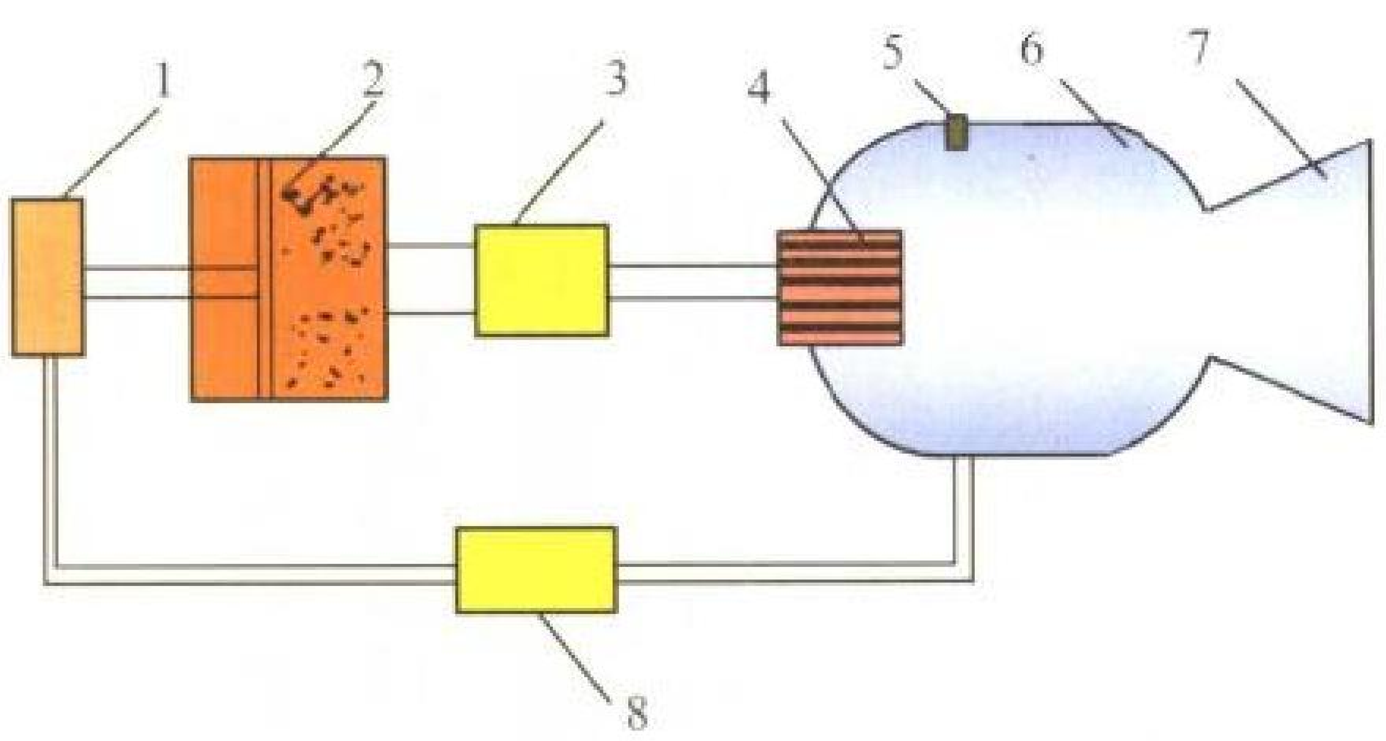
gaoti tuijinji

膏体推进剂　pasty propellant　又称固体凝胶推进剂。用少量的凝胶剂将固体推进剂中的液体组分凝胶化，同时将大量的固体氧化剂和燃料均匀地分散于其中所形成的具有一定结构和性能，并具有一定贮存期的“牙膏”状悬浮体推进剂。膏体推进剂兼备了固体推进剂和液体推进剂的优点，既能实现推力调节和多次关机、启动，又克服了液体推进剂危险性大、发动机结构复杂等缺点，是实现发动机灵活能量控制的有效途径。目前，国内外都十分重视膏体推进剂的研究和开发，已研制出以有机胺的无机含氧酸盐类胶体为粘合剂的膏体推进剂，并设计出具有各种相应结构的发动机。

（撰写：李谨卫　审订：王北海）

gaoti tuijinji huojian fadongji

膏体推进剂火箭发动机 pasty propellant rocket motor 一种采用新型膏体推进剂的化学火箭发动机。膏体推进剂状似软膏，其物理性能和化学成分类似固体推进剂药浆，主要由燃料、氧化剂和粘合剂混合而成。膏体推进剂通常采取挤压方式供应燃烧室，从而可实现多次点火并提供脉冲推力，推力大小也可根据需要进行调节。膏体推进剂火箭发动机设计方案有多种，图中所示为其中一种，由以下几个主要部分组成：驱动装置、推进剂贮箱、推进剂流量（质量）控制系统、首次脉冲点火器（即通常用于固体火箭发动机的烟火剂点火器）、可重复点火的点火器、燃烧室、喷管和压强反馈调节系统。发动机工作程序如下：驱动装置加压后推动贮箱中的活塞，挤压膏体推进剂，推进剂经由流量控制系统，通过可重复点火的点火器通道（单通道或多通道）进入燃烧室，首次脉冲点火器点火，将膏体推进剂点燃，发动机开始工作。驱动装置卸压后，膏体推进剂不再进入燃烧室，发动机停止工作。当驱动器再次加压后，膏体推进剂再次被挤进燃烧室内，在其经由可重复点火的点火器通道到达点火器右端的过程中，推进剂在燃烧室余热作用下被加热，并在达到一定温度时被点燃，发动机再次工作。控制推进剂流量，可以调节发动机推力的大小。压强反馈调节系统可同时调节驱动装置的压强和燃烧室压强。膏体推进剂火箭发动机比液体火箭发动机结构简单，又解决了固体火箭发动机难以解决的多次点火问题，适用于机动性要求高的导弹和空间多次变轨发动机。



膏体推进剂火箭发动机示意图

1—驱动装置；2—推进剂和贮箱；3—推进剂流量控制系统；
4—可多次点火的点火器；5—首次脉冲点火器；6—燃烧室；
7—喷管；8—压强反馈调节系统

（撰写：王 铮 审订：黄坚定）

gere cailiao

隔热材料 thermal insulation material 具有阻止热量传递或隔热功能的材料。按隔热原理可分为热反射材料和多孔材料，前者利用材料的热反射功能来屏蔽热辐射；后者利用本身所含的孔隙隔热。按材料类型可分为有机隔热材料和无机隔热材料，前者包括纸板、软木、酚醛或聚氨酯泡沫塑料，使用温度一般不超过700°C；后者包括高硅氧、氧化硅、氧化铝、硼硅酸铝等陶瓷材料，可为纤维材料、多孔材料或多层材料，使用温度接近或超过1000°C。对隔热材料的基本要求是热导率低，密度低，作为表面隔热材料还必须耐高温、防水、有一定强度等。隔热材料用于常规兵器、核武器与核设施、航空器、火箭、导弹与航天器、舰船以及电子通信设备的各类防热结构，如泡沫塑料、高硅氧可用于导弹头部隔热层或火箭低温液体贮箱隔热层，陶瓷材料可用于航天飞机防热瓦等。

（撰写：韩鸿硕 审订：王晓峨）

genie xudianchizu

镉镍蓄电池组 Cd-Ni battery 用密封烧结式的镉镍蓄电池单体组装而成的蓄电池组。镉镍蓄电池正负极板均以烧结的多孔镍基板为骨架，正极浸渍氢氧化亚镍，负极浸渍氢氧化镉。正负极之间采用卡普纶布或维尼纶布，使正负极板之间绝缘。镉镍蓄电池总的充放电电化学式为

$$Cd+2NiOOH+2H_2O \underset{\text{充电}}{\overset{\text{放电}}{\rightleftharpoons}} 2Ni(OH)_2+Cd(OH)_2$$

蓄电池组的设计包括机、电、热三个方面。为了满足卫星在地影期间的功率及母线电压要求，必须由电池的容量和组成蓄电池组的串联单体数来保证（对全调节母线电源系统，在地影期间蓄电池组通过放电调节器放电满足母线电压要求）。由于蓄电池的容量和电压均受温度的影响，为保证蓄电池组的寿命，热设计就显得非常重要。蓄电池组的热控往往采用主动温度控制。电池的组装形式有多种，为减小质量，提高比能量，一般采用框架式组装结构。

（撰写：陈小宽 审订：褚桂柏）

genzong bomen

跟踪波门 tracking gate 电视、雷达等导引头在跟踪状态下，产生选通目标信号的“电子门”。在显示器上常显示其二维“窗口”形状。电视导引头在跟踪状态下与目标重合的波门，在显示器上常为口字形或十字形等，用来表示跟踪目标的位置。跟踪波门对雷达系统而言，又称距离波门，它在稍大于一个脉宽的特定距离间隔内对回波信号进行跟踪，以选择目标和(或)测量特定目标的距离。

（撰写：殷善贤 审订：任子西）

genzong ganraoyuan jishu

跟踪干扰源技术 track-on-jam technique 雷达抗干扰的一种工作模式。特别适用于火控雷达、武器系统中的跟踪雷达和雷达导引头。工作在此模式时，雷达从跟踪目标的反射回波转变成跟踪干扰源自身。武器系统中的跟踪雷达具有此种工作模式后，该系统将具有很强的威慑力，能攻击携带自卫式干扰机的飞机。跟踪干扰源技术还包括确定干扰源的特征，如干扰和信号强度的比值、干扰的重复周期、干扰的带宽及干扰的调制特性等。虽然一部雷达在跟踪干扰源时，得不到距离数据，但可用与其相邻的两部跟踪雷达跟踪同一个干扰源，利用3部雷达所得到的角度数据，用三角测量的方法得到干扰源的距离数据。跟踪干扰源技术也可以用于跟踪回答式干扰。

（撰写：秦忠宇 审订：鲁耀兵）

genzong miaozhun fashe

跟踪瞄准发射 tracking aim launch 在攻击活动目标时，发射装置在制导雷达的引导下，跟踪瞄准目标并实施发射的导弹发射方式。发射装置的自动跟踪系统可控制发射装置在高低和方位上的转动，保证瞄准目标，提高发射的可靠性。瞄准系统一般包括定位定向、方位瞄准及射向变换装置。瞄准方式可以分为定角瞄准和伺服跟踪瞄准。射击近距离、高速度、机动性大的目标，宜采用变角伺服跟踪瞄准。射击远距离或低速目标可采用定角瞄准方式。

（撰写：孙雅平 审订：魏其勇）

genzong yu shuju zhongji weixing

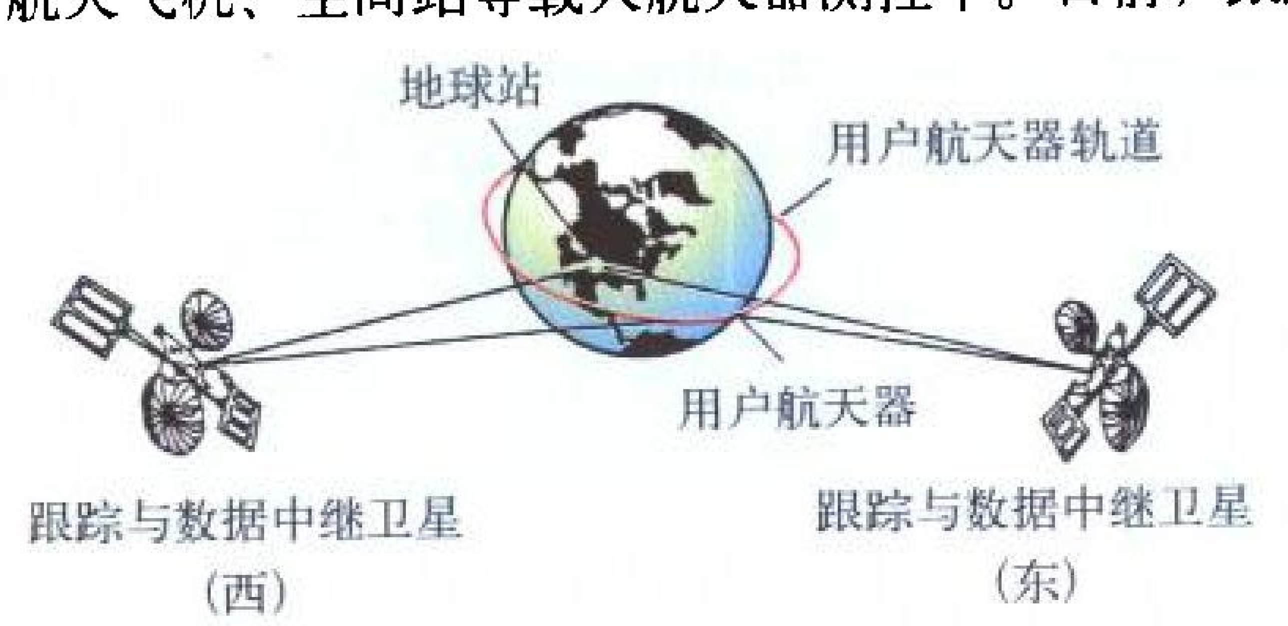
跟踪与数据中继卫星 tracking and data relay satellite 用于转发地球站对中低轨道航天器的跟踪测控信号和中继航天器发回地面的信息的地球静止通信卫星。高频段电波的直线传播特性和地球曲率的影响，使地面测控站跟踪中、低轨道航天器的轨道弧段和通信时间受到限制。跟踪与数据中继卫星的作用，相当于把地面的测控站升高到了地球静止卫星轨道高度，可居高临下地观测到在近地空间内运行的大部分航天器。由适当配置的两颗卫星和一座地球站组网，可取代分布在世界各地的许多测控站，实现对中、低轨道航天器85%～100%的轨道覆盖。跟踪与数据中继卫星的主要用途有：(1) 连续跟踪目标航天器，转发遥控、测距和多普勒频移信息，实现对其轨道的精确测定和控制；(2) 实时把航天器所获得的大量遥感、遥测和图像信息，以高数据率转发回地面；(3) 为载人飞船、航天飞机和空间站等载人航天器提供与地面之间连续不断的通信联络；(4) 为航天器间的交会对接和分离提供导航和监测手段。典型的跟踪与数据中继卫星有前苏联／俄罗斯的“射线”和“喷泉”卫星及美国的“跟踪与数据中继卫星”(见图)。欧空局和日本也正在研制跟踪与数据中继卫星。


美国第二代“跟踪与数据中继卫星”(TDRS)

（撰写：张照炎　审订：王景泉）

genzong yu shuju zhongji weixing xitong

跟踪与数据中继卫星系统 tracking and data relay satellite system 利用地球静止卫星对航天器等目标进行跟踪测量和数据转发的专用系统。该卫星系统由跟踪与数据中继卫星(简称中继星)、数据中继终端、地面站和地面管理中心等组成。跟踪与数据中继卫星工作在地球静止轨道，载有大型相控阵天线或抛物面天线及其控制系统，用于跟踪目标；载有数据转发系统，用于地面站与目标间的数据交换。地面站接收中继星转发的数据，发送给地面用户和航天指挥控制中心；接收航天指挥控制中心的数据和指令，发往中继星。数据中继终端安装在目标上，接收中继星转发的数据和指令，并向中继星发送目标数据。地面管理中心负责中继星的日常管理。跟踪与数据中继卫星系统提高了测控覆盖率，广泛应用在飞船、航天飞机、空间站等载人航天器测控中。目前，跟踪与数据中继卫星系统的跟踪功能正在逐步弱化，新开发的无跟踪功能的系统称为数据中继卫星系统。



跟踪与数据中继卫星系统组成示意图

（撰写：翟政安　审订：刘志逵）

gongzuocang

工作舱 laboratory module 又称实验舱。在载人航天器上航天员利用各种仪器进行空间探索、观测及试验研究的场所。工作舱布局的原则是将各分系统和有效载荷的所有仪器和设备按照功能要求合理安排。舱内布局除与外形选择密切相关外，还应注意如下几点：(1) 有利于仪器工作性能的正常发挥；(2) 避免设备之间的机械及电、磁干扰；(3) 有利于设备的装配与拆卸；(4) 控制变质量载荷对空间站质量特性的影响，把人员活动对微重力环境的影响减至最低，使微重力控制精度不受影响；(5) 有明确的方位标识，有利于航天员判别方向；(6) 设计寿命与故障发生率相接近的仪器设备分类布置，以便于维修与更换；(7) 常用的仪器设备应安装在有利于操作的两侧框架内，不常用的仪器设备安装在地板内和顶棚上。此外，还应特别注意的是，工作舱应处于多舱航天器的质心部位，以保证实验和生产所需的微重力环境。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

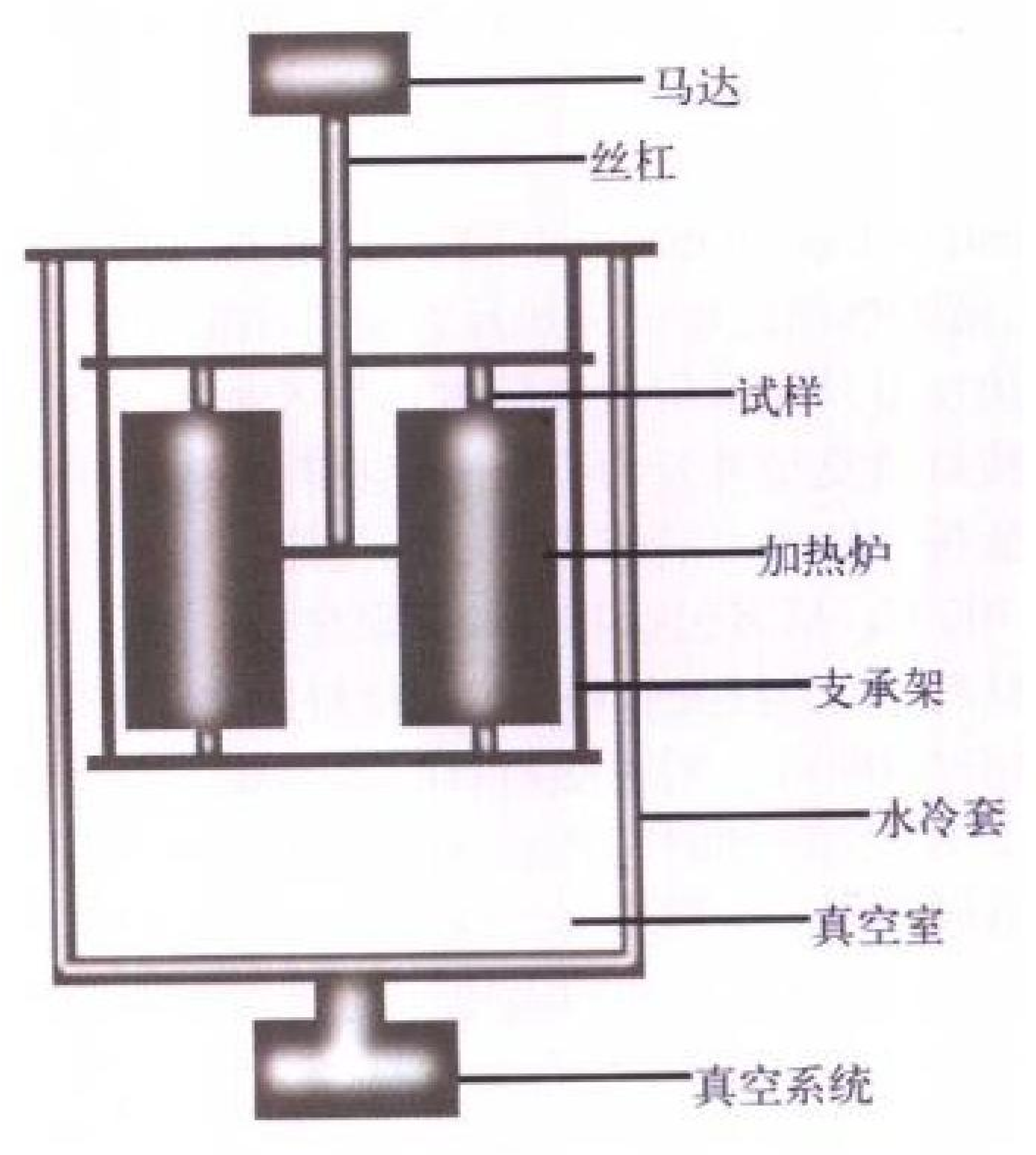
gonglü fangdaqi

功率放大器 power amplifier 将输入信号功率转换成同频率的更大输出信号功率的部件。基本的电性能参数有工作频率范围、额定输出功率、增益、等幅双波三阶互调、调幅调相变换系数和放大器效率等。按输出功率的大小可分为小功率、中功率和高功率放大器。在卫星上，连续波输出功率在1～30 W的功率放大器常称为中功率放大器，而输出功率大于30 W的功率放大器常称为高功率放大器。卫星上常用的功率放大器有固态功率放大器和行波管功率放大器两种。

（撰写：吴须大　审订：谢　军）

gonglü yidongfa

功率移动法 power moving method 又称为移动加热器法。在进行合金定向凝固和晶体生长实验时，利用温度梯度有效地控制合金定向凝固的速度和界面状态，从而得到不同组织结构的合金的方法。功率移动法的原理是将实验样品固定在试验台架上，通过控制温度梯度炉功率的移动达到定向凝固的效果。利用这个方法可以避免在样品移动过程中造成的液固界面前沿液相的扰动，从而获得高质量的样品，其缺点是试样台的装卡结构较为复杂。经过多次



温度梯度炉原理简图

空间微重力实验，证明这种方法是空间电子材料溶液生长的重要技术，其潜力在于可以生长在特定稳定条件下的大直径晶体。图为中国科学院国家微重力实验室进行地面微重力模拟实验的多功能温度梯度炉原理简图。

（撰写：战再吉　审订：孙力玲　王文魁）

gongneng bomo

功能薄膜　functional film　用物理气相沉积（PVD）或化学气相沉积（CVD）等方法在固体表面制备的符合特定表面性能要求的薄膜。薄膜的厚度一般为0.01~20 μm。通常将厚度为0.01~1 μm的膜称为薄膜，厚度为1~20 μm的称为厚膜。功能薄膜可以是单层膜，也可以是多种材料制成的复合膜。按照薄膜的功能，在导弹和航天器上应用的薄膜主要有光学薄膜、光电子薄膜和防护薄膜等。光学薄膜主要是利用薄膜材料及其与固体结合面的物理特性对特定波长的射线通过能力进行增强或衰减，如导弹红外探测器窗口所用的红外线增透薄膜。光电子薄膜主要是利用薄膜材料的光电效应，进行光电转换，如红外探测器的敏感元件、太阳能电池等都属于此类薄膜的应用。防护薄膜则主要是利用制膜材料在特定条件下所生成的覆盖物对固体表面进行保护并使表面具有耐磨、耐腐蚀、耐高温等特性，如航天器惯性器件中所用的金刚石或类金刚石薄膜，其硬度可达HV 6000以上，是极好的耐磨损薄膜。　（撰写：富大欣　审订：胡连成）

gongneng ceshi

功能测试　functional test　对火箭／导弹上装载的设备基本功能进行的检测。按检测的性质可以将其分为两类：一类是定性检测，称为功能检查；另一类是定量检测，称为参数测试。功能检查只对系统工作的正确性和协调性进行检测，对测试参数不作定量要求，如箭／弹载计算机功能测试和稳定系统极性检查等。火箭／导弹发射前的功能测试通常选择能一针见血地反映系统工作是否正常的项目进行。例如，“稳定系统零位测试”项目可以反映出惯性元件、箭／弹载计算机、综合放大器和伺服机构的功能是否正常。火箭／导弹发射前的功能测试能否对系统关键部位有足够高的覆盖率对于确保火箭／导弹发射成功有重要意义。

（撰写：穆元良　审订：李邦复）

gongfang duikang yanjiu sheshi

攻防对抗研究设施　research facilities for attack-defense encounter　模拟攻防对抗战场环境以进行攻防对抗研究的软、硬件设施。它是在非实战环境下，根据对系统及攻防双方所使用武器的战术技术指标的分析，在建立参战武器物理模型和数学模型的基础上，由计算机生成虚拟的战场环境并在该环境中实现攻防双方的对抗，以制定攻防作战准则，并对作战过程进行描述，对作战结果进行分析。其主要组成部分包括计算机、局域网、广域网及相应的软件等。其特点是可随时对攻防对抗进行研究，并且不受国际环境的影响；经济性好，可重复进行，可同时对多种武器性能进行评估，可随时修改对抗方案；仿真规模愈来愈大，地域愈来愈广，在军事技术中的应用日益突出。美国于1983年开始实施“仿真器联网”(SIMNET)计划，把分散在各地的训练器用计算机联成网络，从而形成分布式交互仿真，实现异地连通与可互操作，现已建成全国联网国家仿真设施(NSF)。

（撰写：温美娇　审订：熊新平）

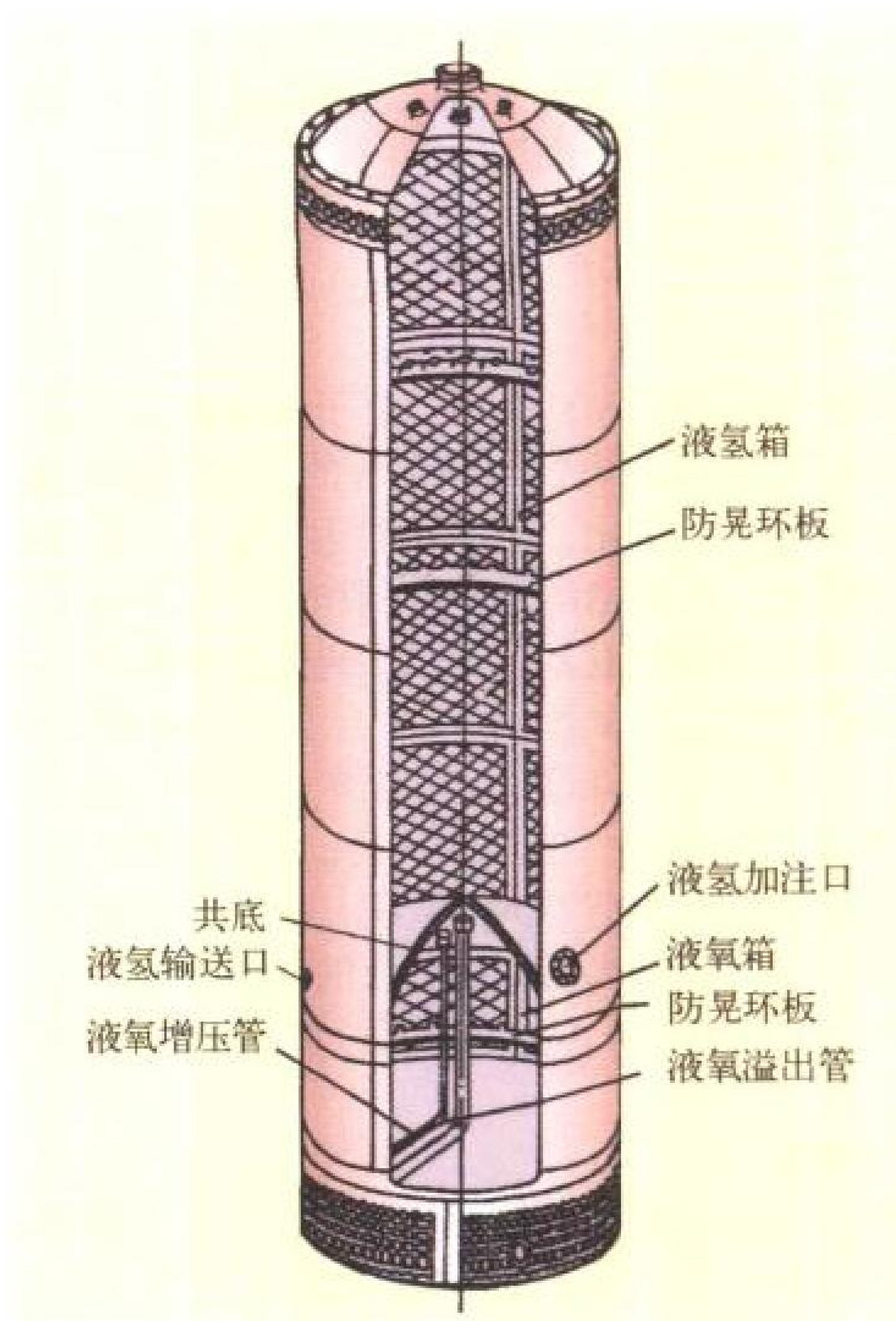
gongjixing wurenji

攻击型无人机　unmanned aerial vehicle for attack　用于完成某种特定攻击任务的无人驾驶飞行器。所谓无人机就是无人驾驶、按预编程序自动飞行或由机外人员遥控的飞行器。除了无人机上通常装有的自动驾驶仪、程序控制系统、遥控遥测系统以及自动导航系统外，攻击型无人机还配有与攻击任务相适应的战斗部，如以色列飞机工业公司研制的“悪妇”无人攻击机携带有高爆战斗部，用于攻击地面的雷达等设施。攻击型无人机可以从地面滑跑起飞，或利用火箭助推器从发射架上起飞，也可由载机进行空投。

（撰写：雷朝阳　审订：王毓兰）

gongdi zhuxiang

共底贮箱　tank with a common bulkhead　用一个共底将一长贮箱分割成两个独立推进剂贮箱的贮箱结构形式。对于双组元推进剂的发动机系统，特别是采用低温推进剂时，采用共底贮箱是十分有效的。共底贮箱的优点是箭／弹体内的空间利用率最高，可缩短箭弹体长度和减小结构质量。常温推进剂可采用单层共底，而液氢和液氧低温推进剂两个组元的温差为70°C，必须采用双层真空式或蜂窝夹芯式绝热共底。无论是单层共底，还是双层真空式和蜂窝夹芯式共底，安全性都是至关重要的。只有在共底的密封性和结构完整性在任何时刻均得到满足时，其安全性才被认为是有保障的。绝热式共底的设计不仅应满足强度和稳定性要求，还应满足绝热要求。绝热要求可基于热分析，用有限元方法、差分数值方法和结构通用分析软件来计算。绝热共底的制造工艺复杂，质量控制严格，因而成本也较高。

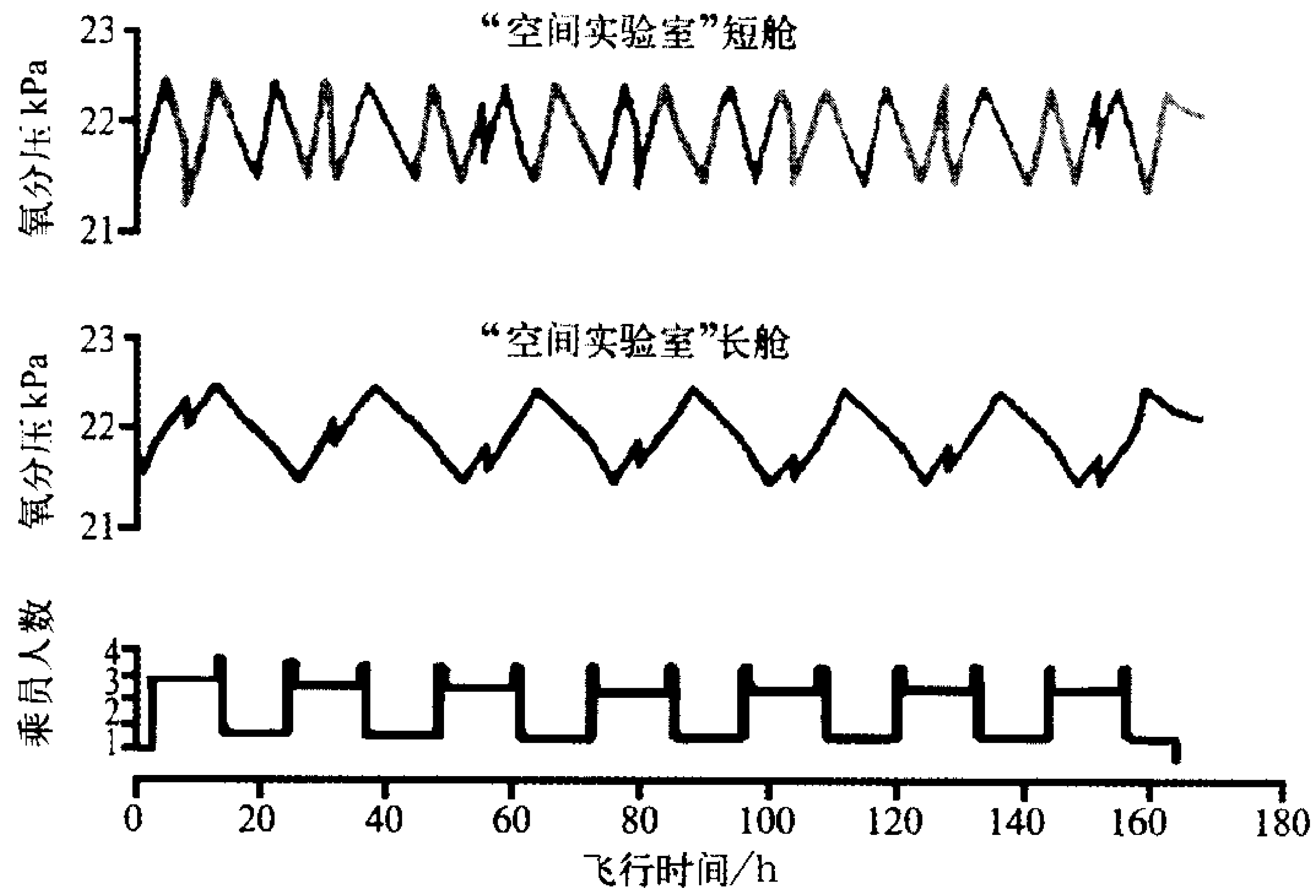


共底贮箱示意图

（撰写：吴德隆　审订：王心清）

gongqi tiaoya xitong

供气调压系统　gas supply and pressure regulation system　航天器舱内的氧气、氮气供应及舱压和成分调节设备。大气供应和舱压调节系统由供氧、供氮、舱内大气压力和气体成分



"空间实验室"舱内大气中的氧分压水平

调节等部分组成。氧气可有多种储存形式，氮气一般为高压气态储存。氮气主要用来补偿气体泄漏和变压。现代载人航天器舱内大气总压和氧分压控制范围基本上与地面标准相同，舱内大气成分主要是氧气和氮气。因此，供气调压系统的基本功能是把大气总压和氧分压控制在额定范围内。航天飞机舱压标准规定为101.325 ± 1.507 kPa，氧分压为20.678～22.065 kPa。图中表示"空间实验室"舱内大气中的氧分压控制水平。此外，供气调压系统还为水箱供水提供增压气体，并为出舱活动装备加注氧气等。发射前，舱内的大气总压和气体成分由地面设备调节。此外，舱内还设置有舱压安全阀，以保证舱压不超过额定值。有些载人航天器还设有内流阀和外流阀，保持主动段和返回期间的舱内压力。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

gongqi xitong

供气系统　gas supply system　用于向导弹、火箭、卫星及其他设备供给不同种类、不同参数的压缩气体的综合系统。包括气体的生产、净化、压缩、贮运、配气、输送和加(降)温等机械设备，还包括测量、控制和计算机等电子设备及其软件。导弹、火箭及卫星对供气系统的基本要求主要包括供气项目和程序、供气参数(如压力、温度、流量和精度)、气体种类(如空气、氮气和氦气)和品质(如纯度、含水量、含油量及尘埃度)等。按供气的气体种类，供气系统可分为氮供气系统、氦供气系统和空气供气系统；按供气的对象可分为一级供气系统、二级供气系统和三级供气系统等。

（撰写：章小芳　审订：包元吉）

gongre shebei

供热设备　heat supply assembly　为再生式生命保障系统提供热源的设备。再生式生命保障系统中，有许多分系统只有在高温下才能再生并恢复设备的原有功能，因此必须设有供热设备。例如，分子筛、氧化银等二氧化碳吸附材料在吸附二氧化碳达到饱和状态后，就不能再进行二氧化碳的净除，要恢复二氧化碳的吸附功能必须进行材料本身的再生。这些材料的再生温度为204.4 ℃，需使用供热设备。固态胺吸附二氧化碳饱和后，需用高温蒸气进行解吸。此外还有饮用水和食品加热器等也需有供热设备。现用的供热设备多为电阻加热器或再生式热交换器和电热泵等。电阻加热器用于分子筛和氧化银的解吸和饮用水的热水供应，再生式热交换器用于饮用水制冷和尿液的预热，热电泵用于尿液再生系统的冷凝潜热回收利用等。近年来出现了一种新型供热设备，即微波动力装置。此种供热设备具有改善传热，降低热损失，改善能量利用，扩大应用范围等优点。使用矩形波导管仪器在2.45 GHz下对活性碳吸附剂等材料的高温解吸研究已取得了突破性的进展。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

gongshui yali tiaojieqi

供水压力调节器　water supply pressure regulator　将输出压力调节为供水压力的压力调节装置。微重力条件下，航天员用水不能像地面环境那样借助于重力方便地取用，用水时必须借助外力才能把水挤压出来。早期"水星号"载人飞船饮水时借助于手力，把水挤入口腔。供水压力调节器一般都是低压调节器，供水压力都很低。例如，航天飞机使用的供水压力为106.5～116.8 kPa，供水气体为氮气；"天空实验室"的供水压力为240.5 kPa；"阿波罗"登月舱的供水压力为309.2 kPa。但不论哪种供水压力，都需要专用的压力调节器。航天飞机压力调节器的功能是把输入压力1374.2 ± 103.1 kPa的氮气压力降到106.5～116.8 kPa，它的爆破压力为137.4 kPa，恢复压力为120.2 kPa。供水压力调节器的工作原理是借助于调压弹簧的预压力控制输出压力，压力超过额定值时，由爆破膜安全阀泄压保护。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

gongyang xitong

供氧系统　oxygen supply system　载人航天器的供氧设备。它主要包括氧源、压力调节装置及舱内大气压力和氧分压的控制装置等。氧源包括超临界氧储存系统和高压气氧储存系统，前者为主氧源，后者为辅助氧源。超临界氧源的储存压力为6.2 MPa，高压氧储存压力为22.7 MPa。高压氧和氮气首先进入氧气／氮气供气装置。这里可以远距控制由气瓶向舱内的氧气／氮气控制板输出的氧气和氮气流量。高压的氧气／氮气在输出到氧气／氮气控制板之前，把压力降至2061.2 kPa。这个压力适合于舱压及氧分压调节使用。辅助氧经过一个带有安全阀的组合型双级减压器降压并输入氧气／氮气控制板。在辅助氧容器与减压器之间安装有电动锁闭阀门，可以实现由减压器向控制板的开关控制，并可通过仪表远距监测氧气容器的储氧压力。氧气／氮气控制板装有电动／气动组件，用来调节舱压及氧气／氮气成分。舱压和氧分压有两种控制模式，一种是正常工作模式，控制乘员舱总压为101 kPa，氧分压为22 kPa；另一种模式控制舱内总压为55 kPa，氧分压为15 kPa。后者是应急工作模式，用以维持压力舱最低的泄漏率和氧消耗。航天员可以用手动开关选择两种工作模式中的一种。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

gudingshi daodan dimian shebei

固定式导弹地面设备　fixed missile ground support equipment　按照预定位置安装布置，地点不易变动，用以完成导弹发射准备和导弹发射的各种装置与系统的总称。固定式导弹地面设备的发射装置或发射阵地、专用技术设备以及公用设施的位置保持不变或只在极小的范围内变动。固定式导弹地面设备可分为地面场坪式、半地下式、地下井式和水下式等几种。半地下式又可分为壕沟式、掩体式和坑道式等。地下井式又

可分为井口发射式和井内发射式两种。

（撰写：陈汉君　审订：王瑞铨）

guhua

固化　curing　浇注到固体火箭发动机或模具内的药浆在一定条件下变为固体的过程。不同的固体推进剂其固化机理可能有所不同。热塑性推进剂固化是将推进剂的各组分在加热条件下混合均匀并加工成所需形状后进行冷却的过程。塑溶胶推进剂固化是线性高分子在溶剂中溶胀的过程。热固性推进剂固化是预聚物与固化剂在一定条件下进行化学交联反应，形成空间网络结构的过程。固体推进剂固化工艺主要有两种类型：大中型发动机的燃烧室装药浇注完毕后原地固化；小型发动机的燃烧室装药浇注完毕后将燃烧室置于保温装置中固化。新的固化工艺包括加压固化、常温固化和整体式成形技术等。影响固化的主要因素有固化温度、升降温速率及固化时间。固化过程对推进剂药柱的力学性能、药柱结构的完整性和产品性能的重现性有很大的影响。

（撰写：唐菊花　审订：姚润森）

guhua cuihuaji

固化催化剂　curing catalyst　改变固体推进剂中粘合剂体系固化反应速率的物质。固化催化剂可促进推进剂固化，但可能对推进剂的力学性能有较大影响。固化催化剂通常是过渡金属（如Fe、Cr、Sn、Pb、Bi）的有机化合物。由两种或三种化合物组成的复合催化剂能更好地兼顾药浆的工艺性能、固化周期和力学性能。固化催化剂的选择及用量需根据固化体系而定。对于环氧固化剂，常用叔胺类化合物作固化催化剂。对于聚氨酯体系，常用乙酰丙酮铁、三苯基铋等作固化催化剂。固化催化剂的用量一般仅占粘合剂质量的1%以下。

（撰写：姚润森　审订：王北海）

guhuaji

固化剂　curing agent　与固体推进剂中带有活性基团的粘合剂预聚物发生化学交联反应形成网络结构，使推进剂具有一定力学性能的化合物。它使推进剂固化后具有所需的内聚力，因此这种网络决定着推进剂的力学性能。固化剂必须具有两个或两个以上的活性官能团，它与粘合剂反应时不能放出气体或小分子物质，不放热或放热效应小，并在常温或稍高于常温（50°C左右）即能进行反应。按其化学结构主要有氮丙啶类、环氧树脂类和异氰酸酯类等化合物。通常根据粘合剂所含活性官能团的类型选用固化剂。在复合推进剂中，粘合剂与固化剂的反应分别有：

羟基与异氰酸脂的反应

$$R_1{-}NCO + R_2{-}OH \rightarrow R_1{-}NH{-}\underset{\underset{O}{\|}}{C}{-}O{-}R_2$$

其中 $-NH{-}\underset{\underset{O}{\|}}{C}{-}O-$ 基团叫作氨基甲酸酯；

有机羧酸与环氧化合物的反应

$$R_1{-}\underset{\underset{O}{\|}}{C}OH + R_2{-}\underset{\diagdown O \diagup}{CH{-}CH_2} \rightarrow R_1{-}\underset{\underset{O}{\|}}{C}{-}O{-}CH_2{-}CHOH{-}R_2$$

有机羧酸与氮丙啶化合物的反应

$$R_1{-}\underset{\underset{O}{\|}}{C}OH + R_3{-}\underset{\diagdown NR_2 \diagup}{CH{-}CH_2} \rightarrow R_1{-}\underset{\underset{O}{\|}}{C}{-}O{-}CH_2{-}\underset{R_2NH}{\underset{|}{CH}}{-}R_3$$

带羧酸活性基团的粘合剂（如端羧基聚丁二烯），常用的固化剂为三（2—甲基氮丙啶）氧化膦（MAPO）、N，N，O—三（1，2—环氧丙基）—4—胺基苯酚（ERLA—0510）等。带羟基活性基团的粘合剂（如端羟基聚丁二烯、聚乙二醇等），常用的固化剂为甲苯二异氰酸酯（TDI）、异佛尔酮二异氰酸酯（IPDI）、六次甲基二异氰酸酯（HDI）、二苯基甲烷二异氰酸酯（MDI）和1,3,5—三（异氰酸基己基）缩二脲（N—100）等。固化剂用量对推进剂力学性能有很大影响，增加用量会增加交联度，玻璃化温度（T_g）也随之提高。为了满足推进剂力学性能要求，固化剂要适量。

（撰写：汤中权　审订：刘济威）

guhua yuanli

固化原理　solidification principle　变质量系统运动研究中使用的原则。意指在任意瞬时t，变质量系统的刚性外壳的运动方程，可以写成常质量刚体的运动方程的形式，只要假想在此瞬时，变质量系统固化了，并且在这样得到的虚构刚体上作用着如下的力

外力$\boldsymbol{F}$

反作用力 $-\boldsymbol{q}_r = \dfrac{\mathrm{d}m}{\mathrm{d}t} \cdot \boldsymbol{w}_a$

科里奥利力 $\boldsymbol{F}_k = -\Sigma m_i \boldsymbol{a}_{ik}$

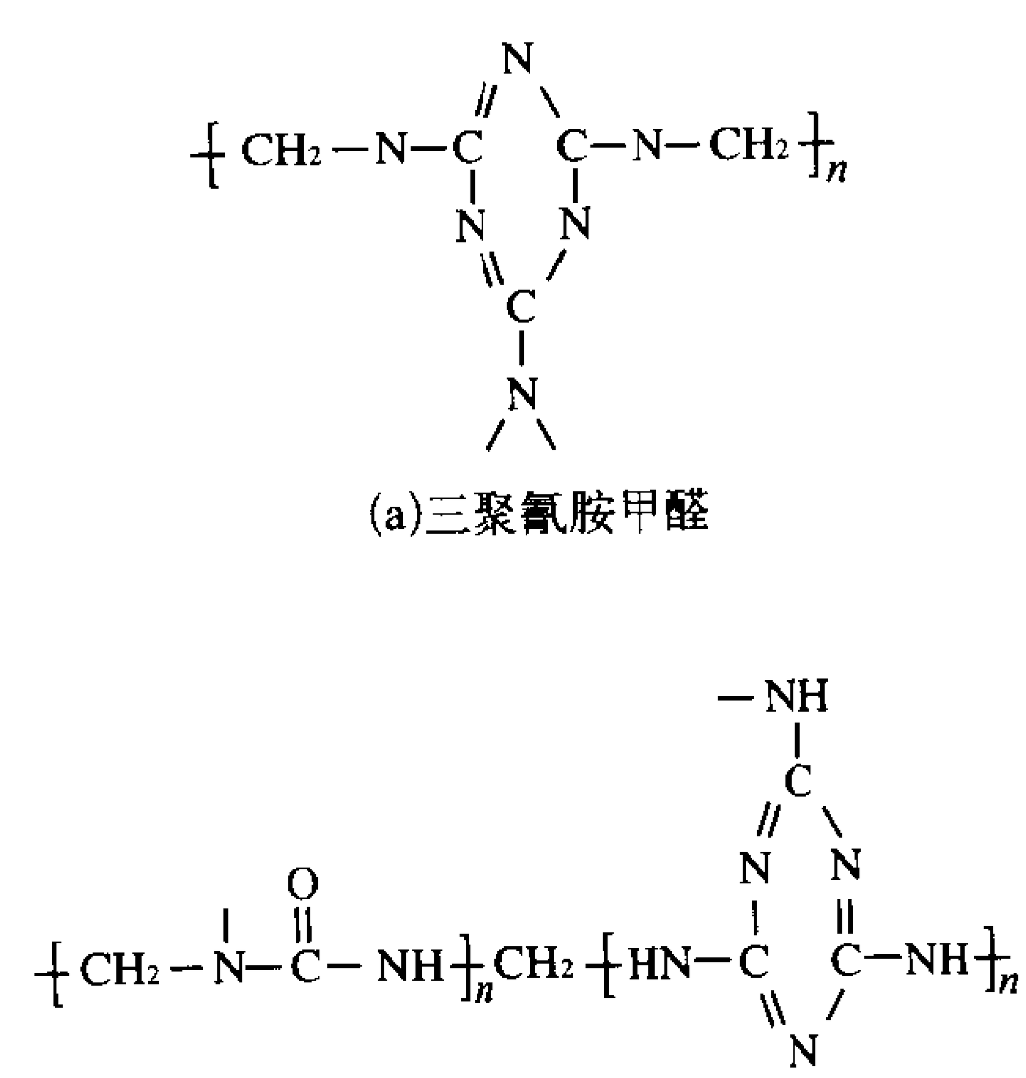
变体力 $-\dfrac{\delta \boldsymbol{Q}_r}{\mathrm{d}t} = -\Sigma m_i \boldsymbol{a}_{ir}$

式中 $\dfrac{\mathrm{d}m}{dt}$ 为燃气的质量秒流量；$\boldsymbol{w}_a$为燃气质点的平均排出速度；m_i为质点的质量；$\boldsymbol{a}_{ik}$为质点的科里奥利加速度；$\boldsymbol{a}_{ir}$为质点的相对加速度。

（撰写：关世义　审订：邵继法）

gutaian shuzhi

固态胺树脂　solid amino resin　由含有氨基或酰胺基的单体与醛类（主要是甲醛）经缩聚反应而制得的热固性树脂。包括脲醛、三聚氰胺甲醛（结构式见图a）、脲三聚氰胺甲醛（结构式见图b）和苯胺甲醛等树脂。脲醛树脂呈半透明状，耐弱酸、弱碱，绝缘性能良好，耐磨性极佳，但遇强酸或强碱易分解，耐候性较差。三聚氰胺甲醛树脂又称密胺树脂，其塑料具有良好的耐热性、耐水性、力学性能和电绝缘性能以及优良的耐电弧性、加工性能、耐酸、碱和溶剂性能，制品光泽性好。脲三聚氰胺甲醛树脂及塑料的性能和用途与密胺树脂及塑料基本相同，但成本较低。固态胺树脂可制得塑料粉、纤维增强材料及层压材料。



(a)三聚氰胺甲醛

(b)脲三聚氰胺甲醛

两种固态胺树脂的结构式

（撰写：陈焕春　审订：巫世杰）

gutai cunchuqi

固态存储器　solid-state storage　利用固体内部电子运动变化的原理制成的可完成数据信息存取的设备。它是用半导体

集成电路作为存储介质存储数据信息的装置，又称半导体存储器。固态存储器由多块半导体集成存储单元、控制电路以及数字信息变换、编码和译码电路等组成。利用先进的大规模集成电路工艺制成的高速运行、体积小、功耗低、可靠性高、寿命长的半导体存储单元，早在20世纪70年代就作为随机存储器、只读存储器及串行存储器用在地面计算机系统中。它的弱点是抗辐照性能较磁性存储器差，因而最初未能进入航天应用领域。90年代，随着新材料和新工艺的开发应用，固态存储器的抗辐照性能大大提高，逐渐应用在航天信息领域，成为新一代航天数据存储器，并有望取代磁性存储器而获得日益广泛的应用。目前国外固态存储器的技术水平很高，容量可达 10^{12} bit以上，速率达到每秒上吉比特，误码率可达 10^{-12}，功耗性能也优于磁带记录器，并具有一定的抗辐照能力，体积小，可靠性高，寿命长。

（撰写：刘辰华　审订：姜林山）

gutai erci dianyuan

固态二次电源　solid-state secondary power supply　由晶体管等电子线路组成的二次电源。它是一种可以将主电源(一次电源)电能变换为另一种形式或规格的电能，为不同用电设备提供电力的装置。在低压直流电源系统中，有变流机、静止变流器、直流升压机和直流变换器。它们可以将低压直流电压变换成交流电压或高压直流电压。在交流电源系统中，有变压器和变压整流器。它们可以将一种交流电压变换成另一种交流电压或直流电压。固态二次电源是飞行器电源系统的重要组成部分。根据用电设备的种类和总体布局的设计要求，它既可以采用集中供电方式，又可以采用分散式供电方式为多个设备供电。与机电式二次电源相比，它具有体积小、质量小、可靠性高、工作寿命长和使用维护方便等优点，因而已逐步取代了机电式二次电源。

（撰写：丁道宏　严仰光　审订：赵　颖　李邦复）

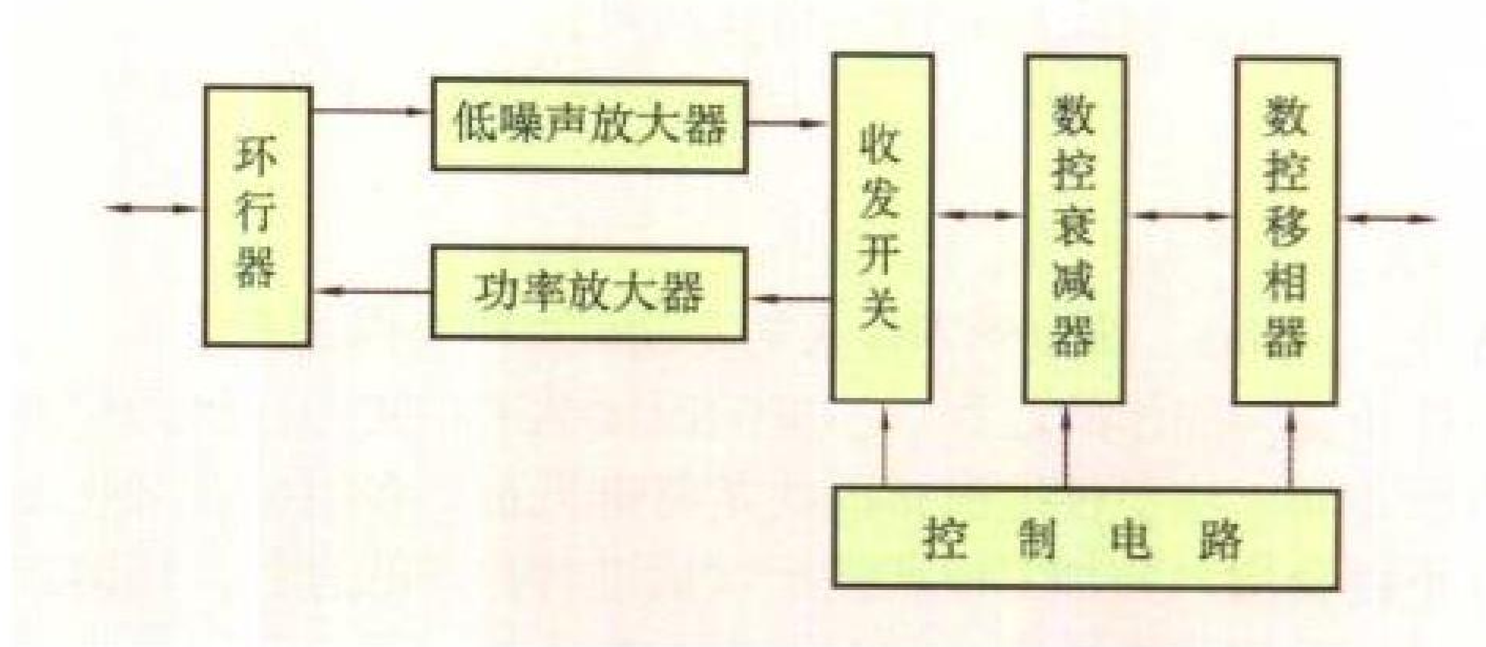
gutai gonglü fangdaqi

固态功率放大器　solid-state power amplifier (SSPA)　采用固态器件构成的功率放大器。固态器件包括结效应器件、场效应器件、耿氏效应器件和雪崩效应器件等。卫星的有效载荷主要采用双极型微波晶体管固态功率放大器和砷化镓金属半导体场效应晶体管固态功率放大器。通常双极型微波晶体管固态功率放大器工作在L波段以下，砷化镓金属半导体场效应晶体管固态功率放大器工作在L波段以上。卫星发射机主要采用固态功率放大器和行波管放大器。两者相比，固态功率放大器具有直流供电电压低、线性好、体积小、质量小、可靠性高和寿命长等优点；其缺点是输出功率较小，效率低。目前，工作频段在C波段以下的星载固态功率放大器，输出功率已达到50 W，效率达40%。C波段以下功率小于50 W的星载功率放大器基本上都采用固态功率放大器。随着固态器件的发展，固态功率放大器将呈现出越来越好的应用前景。

（撰写：于洪喜　审订：陈　豪）

gutai shoufa mokuai

固态收发模块　solid-state transmitter/receiver module　能发射和接收无线电信号的全固态一体化装置。它主要用于固态相控阵雷达，用来向天线单元或子阵馈送发射信号并接收来自天线或子阵的信号。固态收发模块由环行器、收发开关、功率放大器、低噪声放大器、数控移相器、数控衰减器和控制



相控阵元收发模块框图

电路组成。典型的固态收发模块框图如图所示。它通过配置移相器的相移改变相控天线的波束并控制其指向。由于固态相控阵中发射功放在阵面上，取代了电真空器件的发射机，使得雷达的可靠性提高且寿命延长。

（撰写：张广阔　审订：郭世岭）

gutai xiangkongzhen tianxian

固态相控阵天线　solid-state phased array antenna　又称有源相控阵天线。由按一定间距排列在同一平面或曲面上的若干天线单元和与其紧密相连的有源器件构成的模块所组成的天线阵面。有源器件是固态器件，它们组成收发模块。传统的相控阵(常称无源相控阵)采用一部或数部发射机及数部接收机，发射与接收设备是集中式的；而固态相控阵采用大量收发模块，发射与接收设备是分布式的。固态相控阵天线与传统的无源相控阵天线相比，具有天馈系统效率高、可靠性高、维护方便、较易实现低副瓣等优点，是雷达技术发展方向之一。

（撰写：陈　燕　审订：常永生）

guti fadongji chenceng

固体发动机衬层　solid motor liner　在固体火箭发动机绝热层(或发动机燃烧室壳体内表面)与推进剂药柱的表面之间，使药柱与绝热层很好地粘结在一起的一种过渡层。它主要起粘结、缓冲应力和防组分迁移作用，兼有隔热和阻燃作用，可防止药柱或药柱与绝热层之间出现裂纹或脱粘现象。衬层材料的选择与推进剂品种有关，一般采用与推进剂粘合剂相同的高分子弹性体，加固体惰性填料。成型工艺有刷涂法、喷涂法和离心法。对衬层的要求是力学性能好、与药柱及绝热层表面粘结力强、密度小、工艺性能好、抗老化性能好、与推进剂及绝热层相容性好、热导率低和能阻燃。

（撰写：陈长乐　审订：姚润森）

guti fadongji juereceng

固体发动机绝热层　solid motor insulation　粘贴在固体火箭发动机燃烧室壳体内壁上，具有一定厚度的耐烧蚀隔热层。固体发动机绝热层作为燃烧室的内衬，保护发动机壳体不过热失强。对于复合材料壳体，还起到气密作用。通常的绝热层采用丁腈橡胶、三元乙丙橡胶、硅橡胶等材料，外加固体耐烧蚀填料制成。对绝热层材料的要求是隔热性能好、密度小、有足够的力学性能、耐烧蚀、抗冲刷、气密性好、热稳定性好、热解时放出低分子气体并能形成坚固的多孔结炭层、工艺性能好和抗老化性能好。对于燃烧时间较长的端面燃烧发动机，需选用足够厚度的高性能绝热层。对于内孔燃烧、工作时间较短的小型战术发动机，可在壳体内表面均匀喷涂较厚的衬层，起绝热层的作用。

（撰写：陈长乐　审订：姚润森）

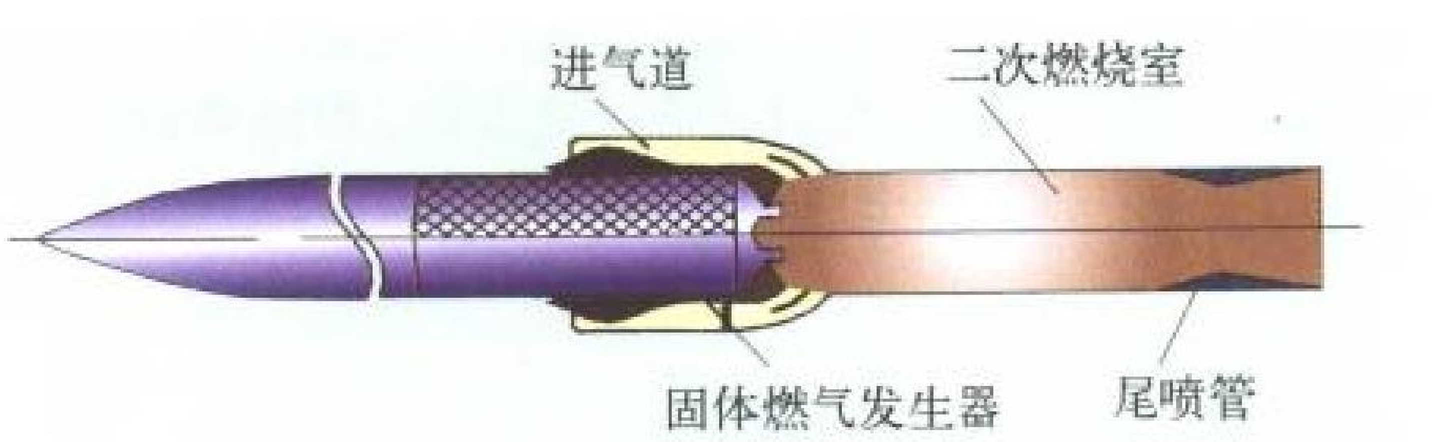
guti fadongji ranshaoshi

固体发动机燃烧室 solid motor combustion chamber 固体发动机绝热后壳体与装填药柱的组合件。其功能是将推进剂的化学能通过燃烧转化为热能。发动机燃烧室有金属壳体燃烧室和复合材料壳体燃烧室两种。对于贴壁浇注内孔燃烧式固体发动机，燃烧室是壳体与药柱牢固粘结成的整体。对于药柱自由装填式发动机，绝热壳体与装填药柱可分离贮存与运输，使用前在技术阵地组装成燃烧室。对于固体火箭冲压发动机，通常由燃气发生器与补燃室两部分连接组成完整的燃烧室，燃气发生器由壳体和壳体粘结式内孔燃烧富燃固体推进剂药柱构成，富燃推进剂的燃气进入补燃室，与冲压吸入的空气中的氧气混合进行二次燃烧，使推进剂组分达到完全燃烧，释放出潜在热能。与相同质量的普通固体推进剂药柱相比，这种结构的发动机燃烧室可极大地提高导弹的射程。

（撰写：陈长乐 审订：姚润森）

guti huojian chongya fadongji

固体火箭冲压发动机 solid propellant rocket ramjet engine 使用固体推进剂燃气发生器的火箭冲压发动机。它由进气道、燃气发生器、补燃室和尾喷管组成。使用富燃（贫氧）固体推进剂的燃气发生器（火箭室）提供高温富燃燃气，将冲压空气流引射、增压，并在补燃室中掺混、补充燃烧。富燃固体推进剂中的氧化剂含量远低于一般固体推进剂，余氧系数仅为0.05～0.3，粘合剂和燃料组分相对增加，燃料组分通常使用高热值的金属粉末等，如镁、铝、硼和碳氢化合物，推进剂具有很高的燃烧热。推进剂在燃气发生器中完成一次燃烧后，在补燃室中与空气中的氧进行二次燃烧，可以获得远高于通常火箭发动机的比冲(可达5500～9000 N · s/kg)。由于空气/富燃固体推进剂的化学恰当比低，发动机可以获得较高的推力系数（或推力）。它还有工作稳定、可靠、结构简单、使用维护方便等优点，但其缺点是燃料流量调节较困难。这种发动机适用于超声速飞行的战术导弹。



固体火箭冲压发动机示意图

（撰写：吕希诚 审订：顾炎武）

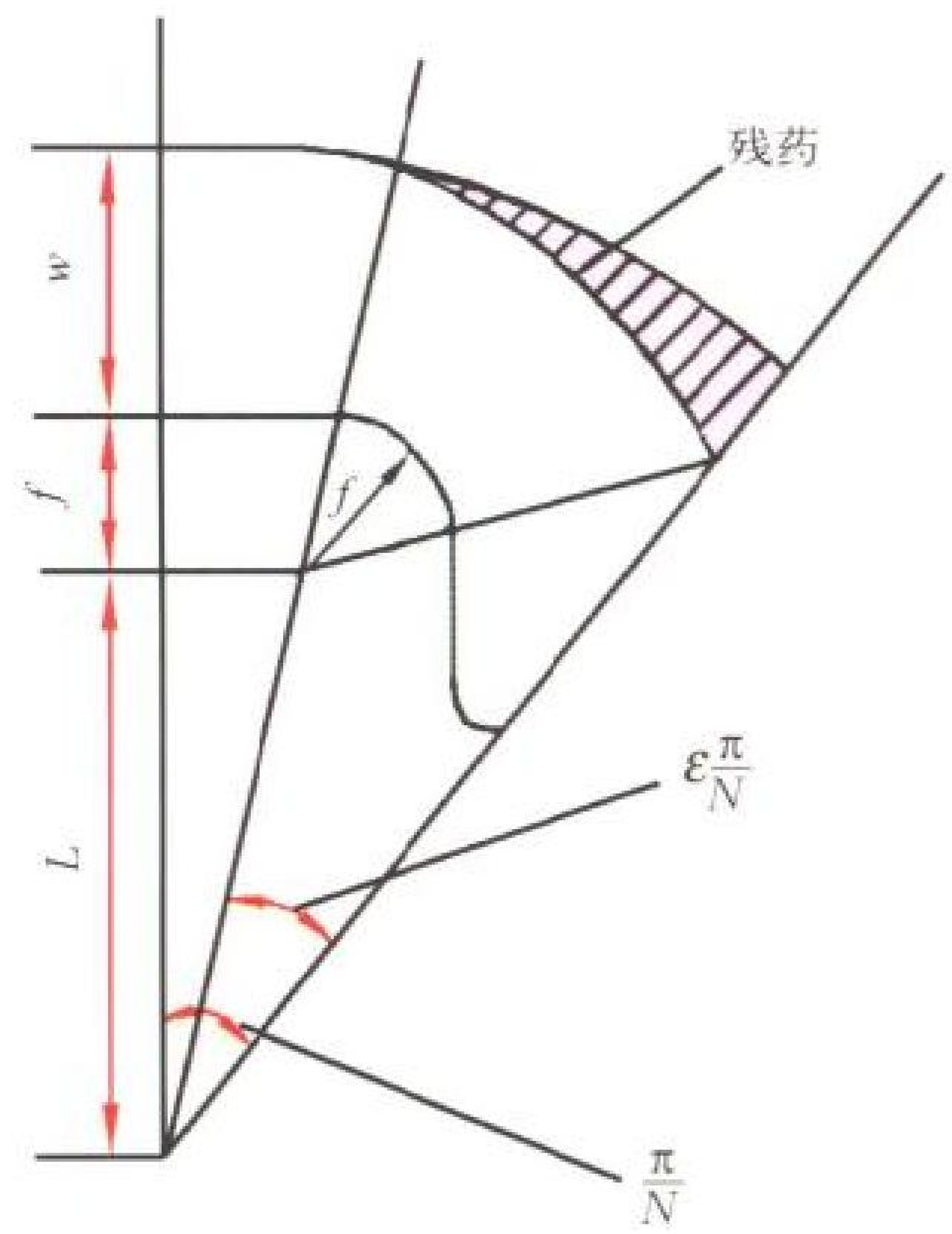
guti huojian fadongji neidandaoxue

固体火箭发动机内弹道学 internal ballistics of solid rocket motor 研究固体火箭发动机内部工作过程的学科。它主要是研究固体火箭发动机工作过程中，发动机内部流场与药柱点火和燃烧的关系，给出流场参数随时间的变化规律，并得到推力、压强、质量流量和发动机燃烧时间、工作时间等动力特性。它根据气体动力学基本原理，由状态方程、质量守恒方程、能量守恒方程、动量守恒方程、音速关系、热力学第二定律等6个方程，求解压强p、密度ρ、流量q、温度T、熵S和马赫数Ma共6个参数。考虑燃烧产物中粒子的影响，则需要利用两相流理论。固体火箭发动机工作压强是计算发动机推力、工作时间和壳体强度不可缺少的参数，对推进剂燃烧也有很重要的影响，因此受到发动机设计者的特别注意。在实际工作中，利用燃气生成量等于燃气排出量的质量守恒原理方程，可将燃烧室与喷管联系起来，从而也把压强与推进剂燃速和密度、燃面、喷管喉部面积等设计参数联系起来，求得平衡压强或发动机头部压强。在不同工作条件下，还要考虑环境温度、侵蚀燃烧、发动机自旋、发动机轴向及横向过载和药型变化等因素对燃烧的影响。属于不定常、非稳态燃烧的点火瞬变过程、反喷管打开过程和不稳定燃烧或不规则燃烧问题，也是本学科研究的重要课题。

（撰写：阮崇智 审订：王 铮）

guti huojian fadongji youxiao zhuangyaoliang

固体火箭发动机有效装药量 effective grain mass of solid rocket motor 固体推进剂药柱肉厚燃尽前的装药量。与有效装药量相对存在的是残药量。有效装药量和残药量通常出现在内孔为星形或车轮形的药型中，而对内孔为圆柱形药型或翼柱形药型则部为有效装药量。对星形药柱，药柱肉厚w燃尽前均为有效装药量，肉厚燃尽后为残药量。设计中应尽量减小残药量以增加有效装药量。残药量随星形药型主要参数的变化趋势为：随星角数N的增加残药量减少，随角分数ε的减小（即星角宽度增加）残药量减少。对有残药存在的药型，为减小残药的消极质量或改善推力下降段，在残药部位可以采用密度低于推进剂密度的硬质泡沫塑料充填。先进的发动机应使残药量尽量减少甚至为零，通常可通过装药设计来实现。



星形药型

w—药柱肉厚；N—星角数；ε—角分数；f—星尖圆弧半径；L—特征长度

（撰写：黄祖荫 审订：刘宽生）

guti huojian tuijinji

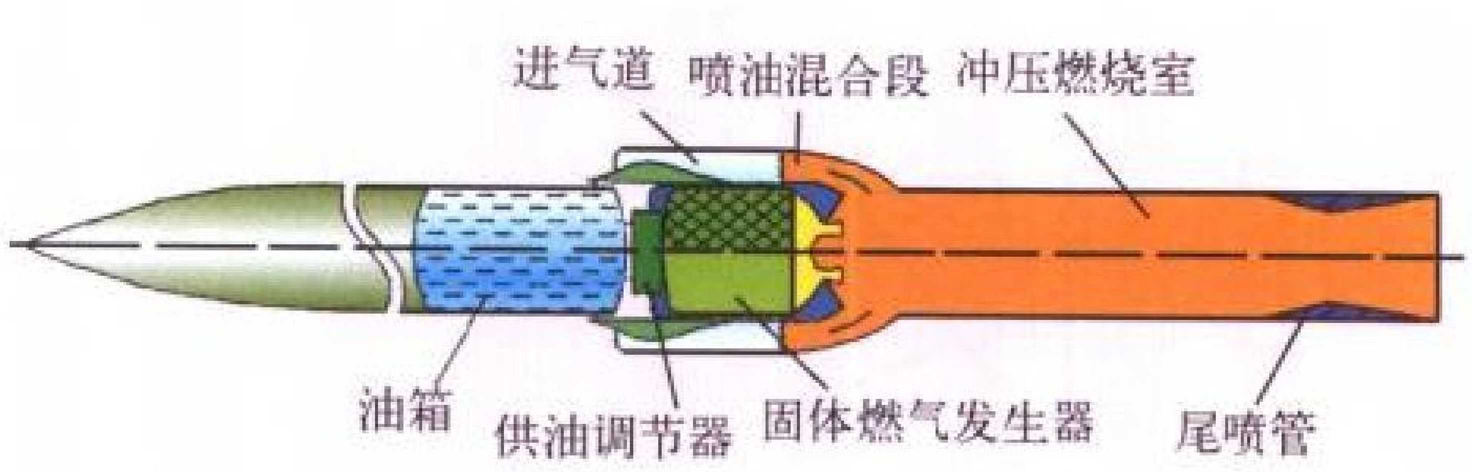
固体火箭推进剂 solid rocket propellant 简称固体推进剂。一种由氧化剂、燃烧剂及各种添加剂以化学方法或物理方法形成的含能固态材料。用作固体火箭发动机的能源和工质。它在室温下是稳定的，能够燃烧并产生气体。燃烧放热为发动机提供能源，产生的气体工质通过喷管将热能转化为喷射流的动能。按工艺成形方法可分为热固性推进剂和热塑性推进剂两大类；按组分之间物相界面可分为均质推进剂和异质推进剂两大类。均质推进剂包括单基推进剂和双基推进剂。异质推进剂包括黑火药、复合推进剂和复合改性双基推进剂。固体推进剂的主要优点是密度比冲高和使用方便，缺点是工

作时间短。火箭发动机对固体推进剂的选择和使用主要考虑三方面因素：能量特性、使用性能和经济性。能量特性以比冲表征，要求单位质量(体积)推进剂具有高的能焓，反应产物为低分子量的气体。使用性能包括燃烧性能、燃气信号特性、力学性能、工艺性能、毒性与安全性、贮存老化性能和物理化学安定性。经济性是指原料资源是否丰富易得、成本低廉。固体推进剂广泛应用于各种战略和战术导弹、火箭及大型助推器，此外也应用于航天器等的动力装置中。

（撰写：唐菊花　审订：王北海）

guti huojian yeti chongya zuhe fadongji

固体火箭—液体冲压组合发动机 solid rocket-liquid ramjet combined engine　简称固液火箭冲压发动机。由固体燃气发生器和液体冲压发动机组成的组合发动机。它由进气道、喷油混合段、固体燃气发生器、油箱、冲压燃烧室、尾喷管和供油调节系统等组成(见图)。固体燃气发生器采用富燃(贫氧)推进剂和多喷管喷射燃气，它既作为点燃煤油—空气混合气的值班火炬，又直接提供可进一步补燃的高温气体。这种发动机燃烧稳定性好，推力易于调节，比冲可达8000～10000 N·s/kg，同时可以提供比较大的推力。为了提高容积利用率，实用的固体火箭—液体冲压组合发动机常采用整体式助推器。它适合于以中、远程巡航飞行为主，又要求加速与机动性好的飞行任务，如中、远程地空导弹和空空导弹。



固液火箭冲压发动机示意图

（撰写：张家骅　审订：史新兴）

guti huojian zhutuiqi

固体火箭助推器 solid rocket booster　在火箭、导弹等飞行器起飞阶段提供或增加推力的固体推进剂火箭动力装置。主要由固体火箭发动机和联接分离机构组成，结构相对简单，

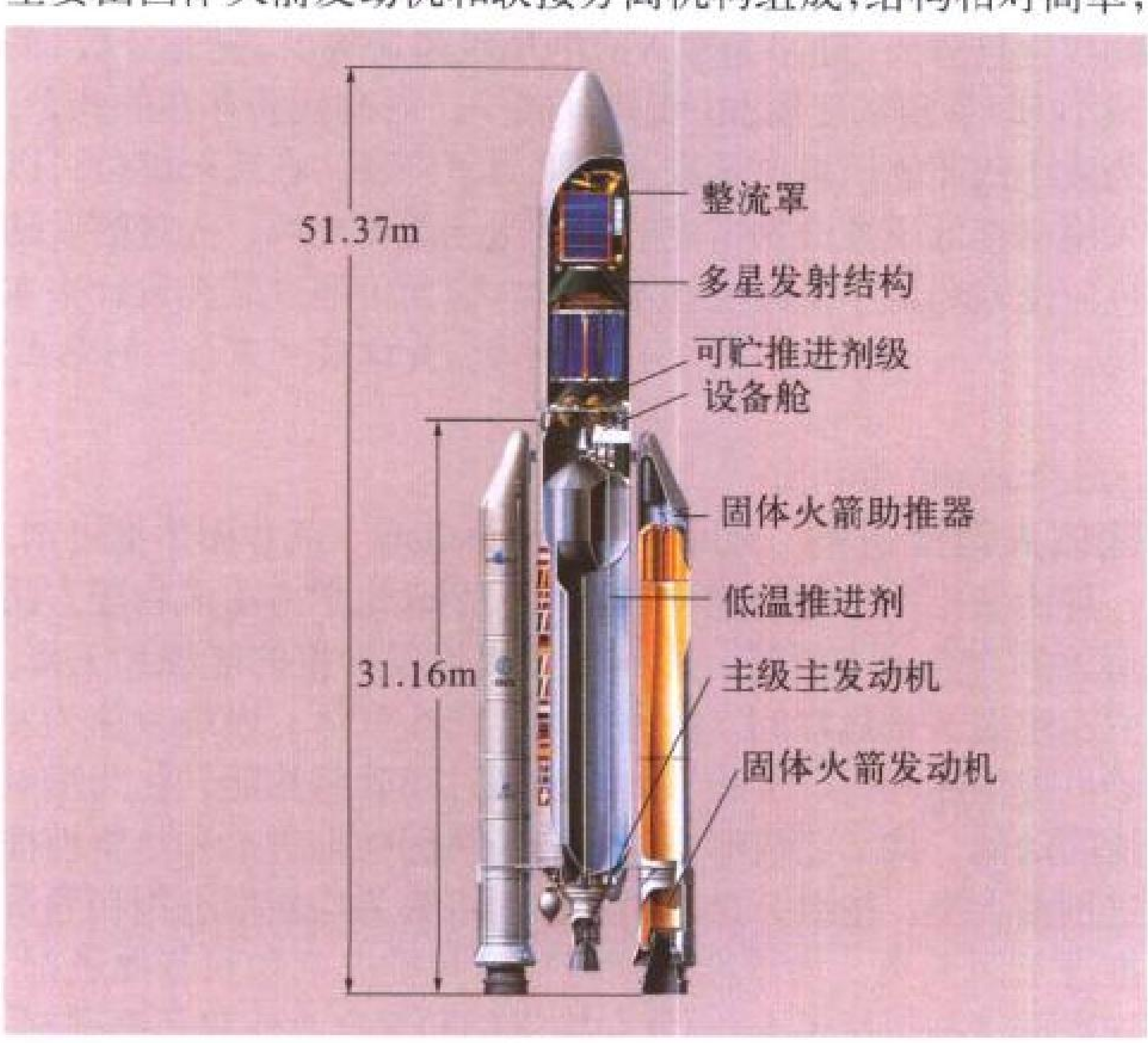


图1 捆绑两台固体助推器的“阿里安”5运载火箭

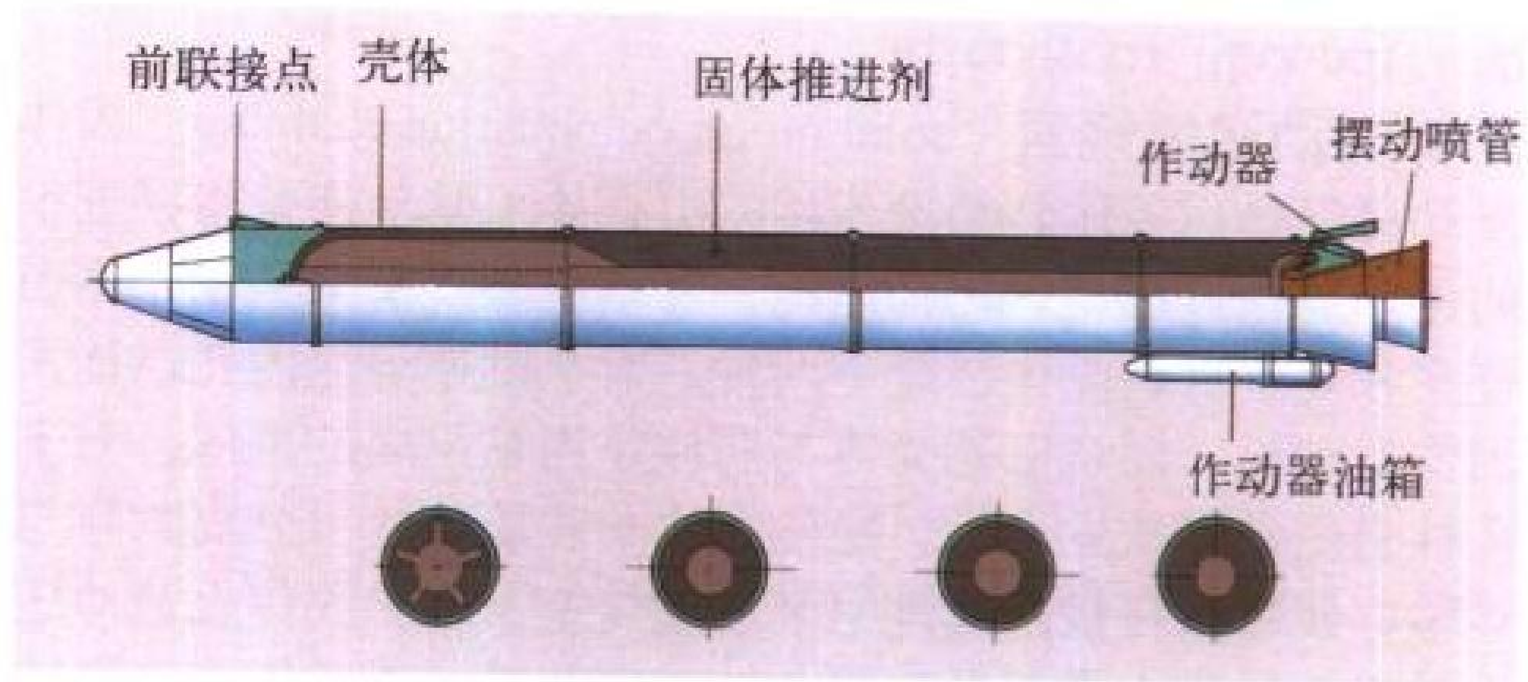


图2 H-2运载火箭的固体助推器

工作可靠，使用方便，能在短时间内产生飞行器所需的推力。有的还具有摆动喷管或二次喷射等推力矢量控制系统，提供助推段的飞行姿态控制。它与飞行器主体的联接有并联(捆绑)、串联、内置等几种方式。航天运载器一般都采用多台并联式，导弹则几种方式都有，以单台串联式居多。助推器工作结束后，通常都与主体分离，有些大型助推器还可用降落伞回收后再次装药，重复使用。固体火箭助推器是导弹、航天领域应用最广泛的助推器，大到美国航天飞机助推器，单台质量约590 t，推力14.77 MN；小到便携式防空导弹助推器，质量不过1 kg。大型固体火箭助推器的制造工艺比较复杂，目前大多采用分段加工然后组装的方式。

（撰写：李双庆　审订：刘恒振）

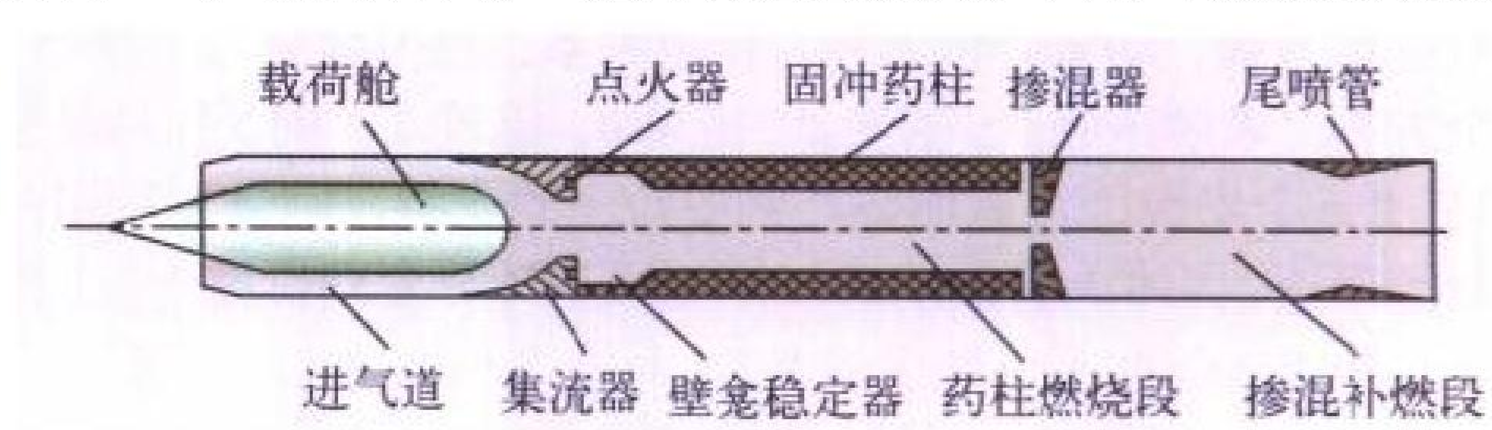
guti jidianqi

固体继电器 solid state relay　由固体电子元器件构成的能实现切换功能、无机械触点、无机械动作的继电器。在其输入端施加控制信号时，其输出端就能实现开、关或状态转换。按其输出回路所处工作电压性质可分为直流型、交流型和交直流型。固体继电器具有长寿命、无噪声、切换速度快、耐冲击、耐振动、能与晶体管—晶体管逻辑电路(TTL)、互补金属氧化物半导体(CMOS)等逻辑电路兼容等特点。目前，固体继电器的性能受半导体器件导通电阻、阻断电压、漏电流、温度性能以及耐辐照性能的制约，在输出电压、绝缘电阻、高温性能等方面与电磁继电器比，还存在一定差距。但随着新技术、新器件的出现，固体继电器的应用将越来越广泛。

（撰写：赖自白　审订：刘筱洲）

guti ranliao chongya fadongji

固体燃料冲压发动机 solid fuel ramjet engine　简称固体冲压发动机。采用固体燃料的冲压发动机。它由进气道、燃烧室、尾喷管等组成，典型结构见图。固体燃料药柱安放在燃烧室前段，后面是掺混补燃段。固体燃料的主要组分是碳氢化合物，也可添加金属燃料和少量氧化剂。为在高速气流中迅速点燃药柱并实现稳定燃烧，在燃烧室进口设置集流器，形成稳定火焰必需的“突扩台阶”。燃速(也称燃面退缩率)是固体冲压发动机的重要参数，空气流量、温度、压力和燃料气化热等对燃速都有影响。设计良好的固体冲压发动机，燃料流量对飞行状态有一定的自适应能力。固体冲压发动机的



固体燃料冲压发动机示意图

比冲可达8000～10000 N·s/kg。它的优点是结构简单，不需要燃料输送系统，缺点是推力与工作时间受到燃烧室尺寸限制，不能大幅度调节推力。固体冲压发动机可用于飞行弹道比较简单、空域不太大的近、中程战术导弹和增程炮弹。

(撰写：张家骅　审订：顾炎武)

guti tuijinji baofuceng

固体推进剂包覆层　coating of solid propellant grain　包覆在固体推进剂药柱表面的一层高分子弹性体材料。包括阻燃层、限燃层或包覆套等。阻燃层或限燃层的作用是限制或阻止药柱局部表面的燃烧，通过药柱构型与推进剂燃烧规律的匹配，得到发动机设计所需的推力—时间曲线。阻燃层或限燃层应用于自由装填式药柱的端面和侧面(图1)、壳体粘结式药柱的端面和星孔内表面(图2)。它的成型工艺有浇注、模压、贴片或涂刷等。包覆套是在燃烧室头部开口处内表面的一种防热材料，可预先浇注成型或模压成型，通常采用粘贴工艺。它的作用是缓解发动机燃烧室头部药柱的应力集中，防止药柱开裂或脱粘，缓冲点火器在点火瞬间的冲击震动作用。包覆套也用于自由装填式药柱或缓燃药中。对固体推进剂包覆层的要求是：具有足够的粘结强度和较大的伸长率，与其他部件的相容性好，抗老化，密度低，热导率低。

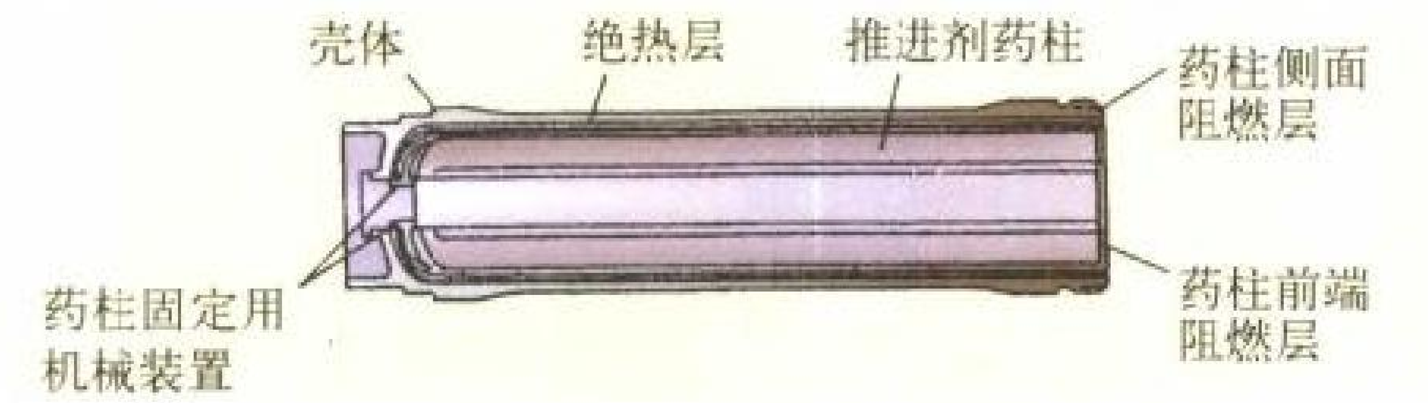


图1 自由装填式药柱阻燃层分布示意图

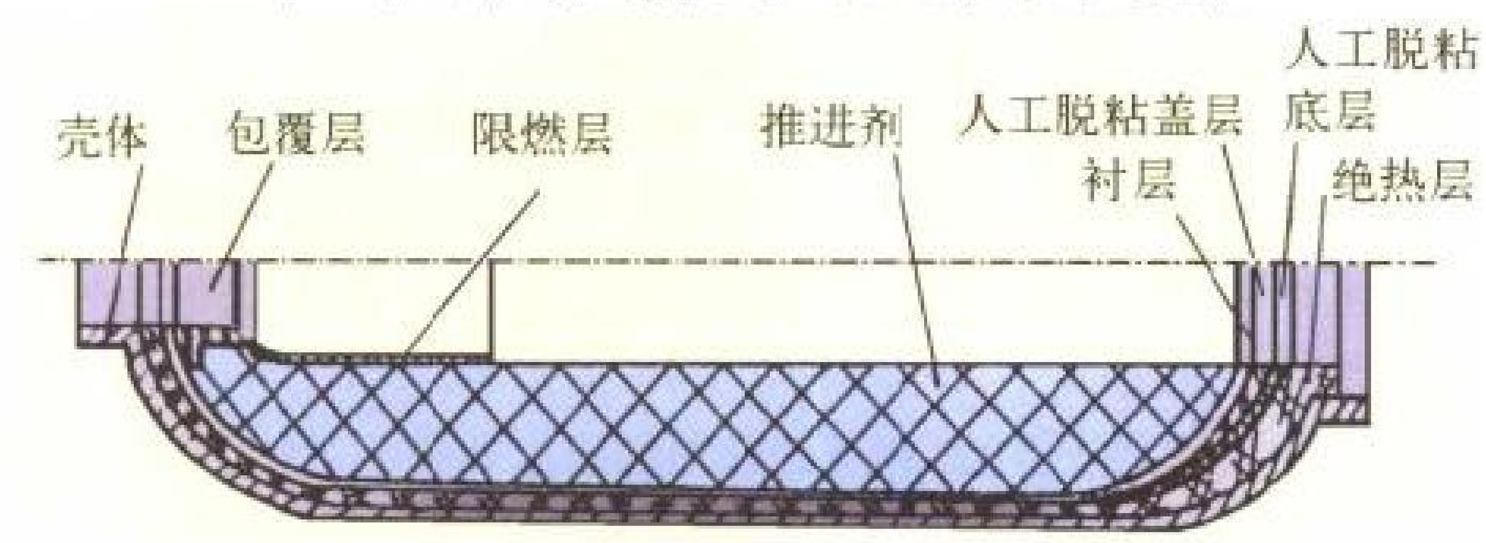


图2 壳体粘结式药柱包覆层分布示意图

(撰写：唐菊花　审订：姚润森)

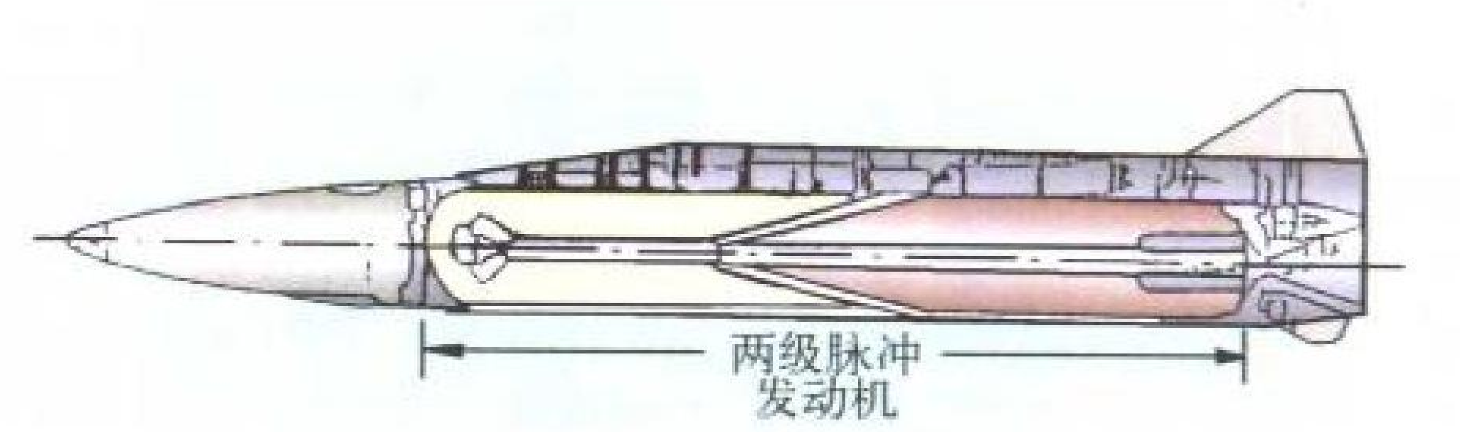
guti tuijinji buwanquan ranshao

固体推进剂不完全燃烧　incomplete combustion of solid propellant　固体推进剂的燃烧产物中含有未燃或未完全燃尽物质的燃烧。在碳氢燃料的燃烧产物中，常存在没有被氧化或没有被完全氧化的物质，如碳、氢、一氧化碳以及一些离解产物。在含铝固体推进剂的燃烧产物中常存在没有燃尽的铝的液滴。不完全燃烧降低了燃烧效率，从而降低了推进剂的比冲。固体火箭发动机中推进剂产生不完全燃烧的原因包括：氧燃比偏低，高温离解，燃烧产物在燃烧室中停留时间太短，铝粉未完全燃尽即从喷管排出等。

(撰写：刘霓生　审订：王　铮)

guti tuijinji daodan

固体推进剂导弹　solid propellant missile　用固体推进剂作火箭发动机能源和工质的导弹。按推进剂的类别分为均质固体推进剂导弹和异质固体推进剂导弹两类。由于固体推进剂具有密度大、性能稳定、使用简便等优点，用它作发动机工质和能源的导弹也具有结构简单、可靠性高、可维性好、反应能力强、效率高等优点，许多战略和战术导弹都用固体推进剂火箭发动机作推进系统。其缺点是比冲较低、推力控制较难。所需推力较小、长时间飞行的导弹多不用固体推进剂火箭发动机作主发动机。为提高机动性和增加射程，两种推力可调的弹用固体推进剂火箭发动机得到了发展：一种是单室双推力发动机；另一种是双脉冲固体火箭发动机。前者已成功地应用于地空、空空和反坦克导弹；后者将主要用作空地、远程空空和地空导弹的推进系统。



双脉冲固体火箭发动机导弹示意图

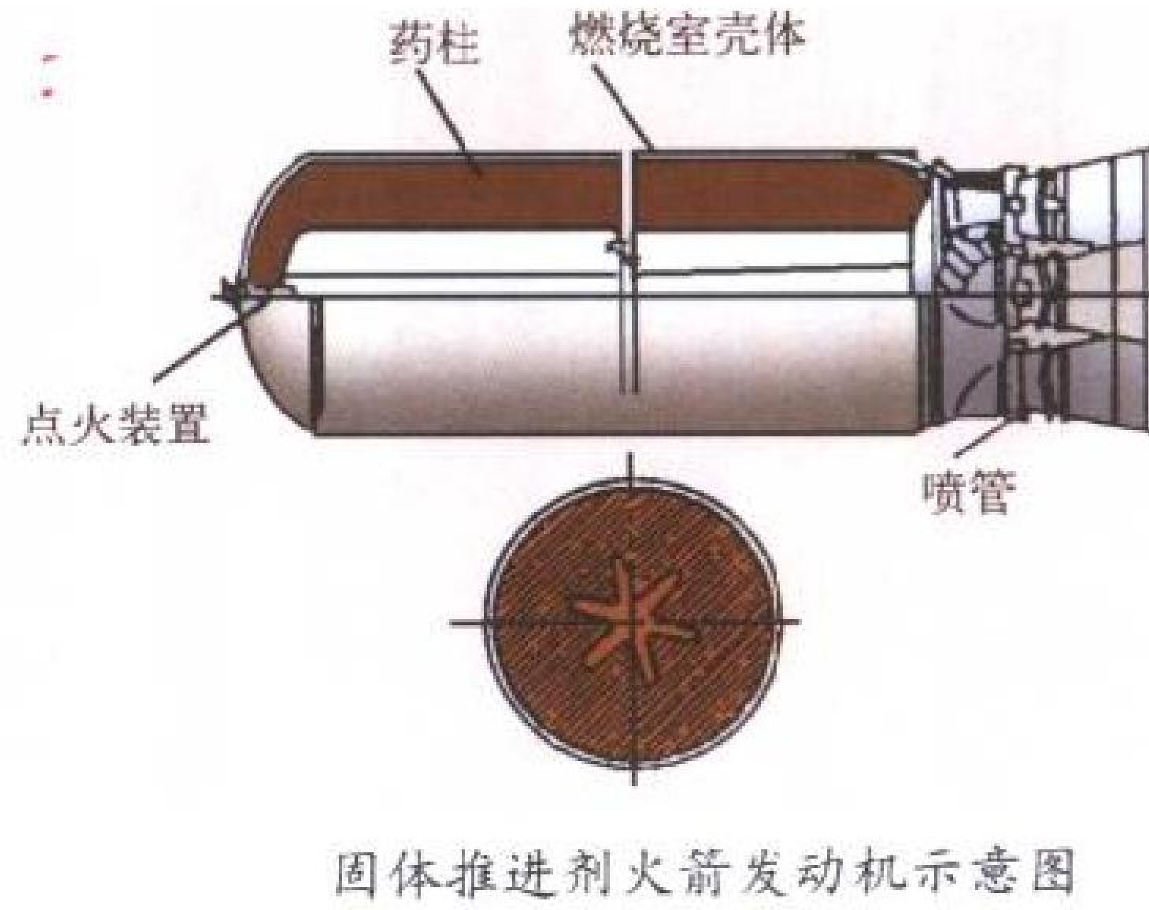
(撰写：毕士冠　审订：黄瑞松)

guti tuijinji huojian

固体推进剂火箭　solid propellant rocket　简称固体火箭。利用固体火箭发动机推进的火箭。参见固体推进剂火箭发动机。

guti tuijinji huojian fadongji

固体推进剂火箭发动机　solid propellant rocket motor　简称固体火箭发动机或固体发动机。使用固体推进剂的化学火箭发动机。它由固体推进剂药柱、燃烧室壳体、喷管和点火装置等组成(见图)。根据需要，某些发动机的组成中还包括安全发火机构、推力方向控制和推力终止装置。根据推进剂药柱的装填方式，分为自由装填式和贴壁浇注式固体推进剂火箭发动机。目前最常用的固体推进剂是复合推进剂，由氧化剂(主要是高氯酸铵)、粘合剂(同时也是燃料)和轻金属(如铝粉)等组成。应用粘合剂可以制造出力学性能良好的大型药柱，它是决定固体发动机推力大小和工作时间长短的核心部件。燃烧室壳体是用来贮存推进剂药柱并使之在其中燃烧的装置，附有绝热层(贴壁浇注式发动机还有衬层)。有时也把药柱作为燃烧室的组成部分。喷管一般位于燃烧室尾部，是将燃烧室中高温高压燃气的热能转换为产生推力的动能的能量转换装置。有些固体发动机的喷管带有推力方向控制装置，用以改变推力方向。点火装置用以点燃推进剂药柱。为防意外点火，在电发火管与点火装置之间装有保险机构。固体火箭发动机与液体火箭发动机相比具有以下特点：(1)结构简单，零部件少，易于维护和操作；(2)可靠性高，可达0.99以上；(3)推进剂以药柱形式置于燃烧室中，可以长期贮存，确保常备不懈；(4)比冲虽低，但密度大，同样冲量的固体发动机尺寸



固体推进剂火箭发动机示意图

比液体发动机小；(5) 机动性和隐蔽性好，作为武器的生存力强；(6) 工作时间相对较短，加速性能好，作为武器能快速攻击目标；(7) 能适应自旋状态下的工作，失重状态下点火也容易。因此，固体发动机普遍用作多种战略和战术导弹的动力装置，在运载火箭和航天器上也广泛应用。它的缺点是发动机的比冲较低，工作时间短，加速度大，发动机工作对推进剂初温较敏感，推力调节、多次起动和重复使用困难。现在固体发动机正朝着高比冲、高质量比和高可靠性方向发展。

（撰写：阮崇智　审订：王　铮）

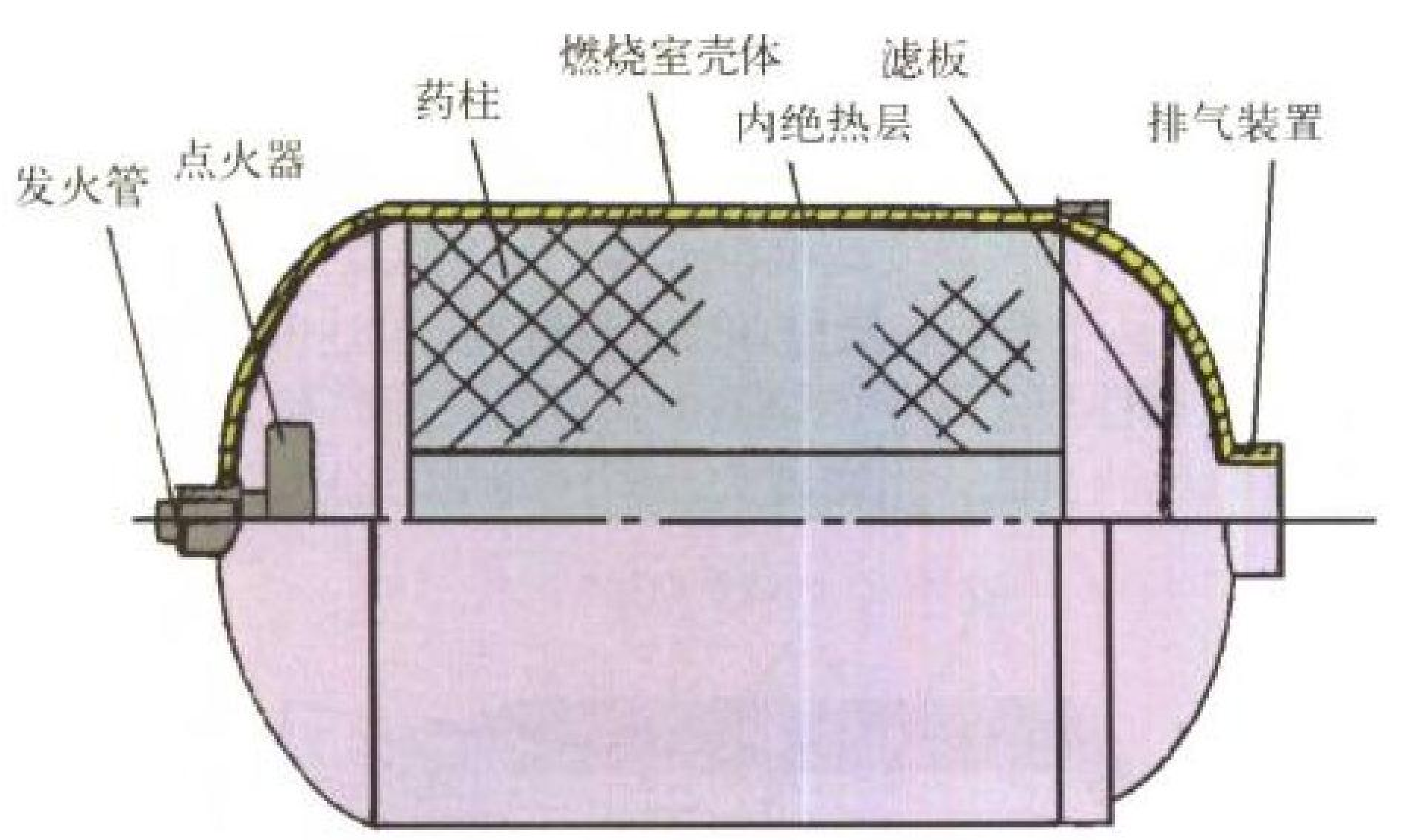
guti tuijinji jiaozhu

固体推进剂浇注　solid propellant casting　将固体推进剂药浆经过真空除气后浇入发动机壳体或模具中，使之成为具有所要求形状的药柱的工艺过程。内孔燃烧型固体发动机药柱通常是在插入芯模后的发动机壳体内直接浇注推进剂药浆，待其固化后脱芯模，再整形到设计尺寸。端面燃烧的自由装填式药柱通常采用真空花板浇注或插管加压浇注，直接将推进剂浇入带包覆套的模具中，然后固化成形。复合改性双基推进剂采用的配浆浇注工艺，其操作更为复杂。小型战术型号发动机也可采用底部抽注，即将除气后的药浆通过发动机底部连续浇入抽真空的发动机中。

（撰写：陈长乐　审订：姚润森）

guti tuijinji ranqi fashengqi

固体推进剂燃气发生器　solid propellant gas generator　简称固体燃气发生器。采用固体推进剂为能源的产生燃气工质或气态燃料的燃烧装置。通常由燃烧室壳体、内绝热层、固体推进剂药柱、点火系统（发火管和点火器）和排气装置等组成，如图所示。根据用途不同和工作时间长短以及单位时间产生燃气量的多少，选用较低燃温的缓燃或富燃（贫氧）推进剂制造成具有一定尺寸的几何形状药柱。排气装置可以是管道、燃气喷注器、一个或多个喷嘴等。固体燃气发生器用途广泛，大型的多用于加压系统和导弹发射筒以及固体冲压发动机等；其他中小尺寸的固体燃气发生器可用于驱动泵压式液体火箭发动机的涡轮和启动涡轮喷气发动机、伺服机构的燃气涡轮泵、导弹的姿态控制系统等。



固体推进剂燃气发生器简图

（撰写：王　铮　审订：黄坚定）

guti tuijinji ranshao

固体推进剂燃烧　solid propellant combustion　发生在固体推进剂药柱表面区域的气化、分解、混合、氧化等强烈的放热、发光物理和化学反应（氧化反应）过程。研究固体推进剂燃烧的主要目的之一是确定和预估固体推进剂的燃速。根据固体推进剂燃烧机理的不同，可分为双基推进剂燃烧、复合推进剂燃烧和含金属推进剂燃烧等基本类型。根据燃烧过程中燃烧室压强随时间变化的情况，又可分为稳态燃烧和非稳态燃烧，而非稳态燃烧又可分点火、熄火等瞬态燃烧和不稳定燃烧。双基推进剂由硝化纤维素和硝化甘油组成，两者同时含有燃料和氧化剂成分。在燃烧表面上，双基推进剂由于热分解生成起燃料成分作用的 HCHO 等醛类和碳氢化合物及起氧化剂作用的二氧化氮等分解气体混合物，经过放热化学反应，生成最终燃烧产物。复合推进剂由不同物质的氧化剂和燃料组成，最常用的氧化剂是高氯酸铵，燃料主要为高分子粘合剂，如端羟基聚丁二烯等。氧化剂和燃料在药柱表面发生热分解，分别产生氧化性的分解气体和作为燃料成分的分解气体。两种气体从燃烧表面向外流动，进行扩散燃烧，生成最终燃烧产物。扩散现象是复合推进剂燃烧的重要特征。由于氧化剂颗粒具有一定尺寸，因此这种扩散是三维的。在含金属固体推进剂的燃烧过程中，还含有熔融金属液滴的复相燃烧。

（撰写：刘宽生　审订：王　铮）

guti tuijinji ransu

固体推进剂燃速　burnig rate of solid propellant　又称线性燃速。单位时间 dt 内推进剂药柱燃烧面沿其法线方向退移的距离 de。用 r 表示

$$r=\frac{\mathrm{d}e}{\mathrm{d}t}$$

单位时间内，单位燃面上燃去的推进剂质量称为质量燃速

$$r_m=\rho_p r$$

式中　ρ_p 为推进剂密度。推进剂燃速值的范围较大，对于缓燃推进剂 r =2～5 mm/s；对于中燃速推进剂 r =5～25 mm/s；对于高燃速推进剂 r =25～100 mm/s；还有超高燃速推进剂，其燃速 $r>100$ mm/s。推进剂燃速主要与粘合剂性质、氧化剂种类和粒度级配、轻金属粉末粒度和燃速调节剂的种类及含量有关。燃速还受到推进剂制造工艺条件、测试条件、发动机工作条件和环境条件的影响。嵌入金属丝提高燃速主要是由于金属丝导热快，提高了周围推进剂的温度。由于推进剂燃速对各种影响因素十分敏感，控制燃速就成为控制发动机性能的关键问题。常用的燃速经验关系式有圣·罗伯特—维也里指数关系式

$$r=ap_c^n$$

和萨默菲尔德对高氯酸铵复合推进剂导出的关系式

$$\frac{1}{r}=\frac{a_1}{p_c}+\frac{b_1}{p_c^{1/3}}$$

以及默若尔的线性关系式

$$r=a'+b'p_c$$

式中　a、a_1、b_1、a' 和 b' 为燃速系数，是药柱初温的函数，都由实验确定；n 为燃速压强指数；p_c 为燃烧室压强。指数关系式应用最广，线性关系式推荐用于高燃烧室压强（大于 20 MPa）。

（撰写：阮崇智　审订：王　铮）

guti yanshi jidianqi

固体延时继电器　solid state time relay　又称固体时间继电器。由固体电子元器件构成的能实现延时切换功能、无机械触点、无机械动作的继电器。延时电路由主电路和辅助电路两部分组成。主电路是完成延时功能的电路，分为模拟式延时电路和数字式延时电路两大类。新近开发的微处理器延时

电路属数字式延时电路，它的出现为延时继电器引入人工智能、提高技术性能创造了有利条件。辅助电路是为主电路提供工作条件的电路，包括电源、温度补偿、抗瞬变等功能。固体延时继电器适用于卫星、导弹等各种要求小型化、高可靠、长寿命的产品的自动控制系统。

（撰写：赖自白　审订：刘筱洲）

guye tuijinji ranshao

固液推进剂燃烧　hybrid propellant combustion　又称混合推进剂燃烧。由固、液两种不同状态的燃料与氧化剂进行的燃烧反应。固液推进剂通常由固体燃料和液体氧化剂组成。固体燃料常采用聚合物作为粘合剂，如聚乙烯、聚乙烯胺和聚氨酯等，并用氢化锂和氢化铝等金属氢化物作添加剂。常用的液体氧化剂有过氧化氢、硝酸和四氧化二氮等。固液推进剂燃烧实质上是固体燃料在液体氧化剂蒸发形成的氧化气体环境中燃烧。具体过程是固体燃料的初始燃面吸热升华发生相变，或者通过复杂的反应气化，然后与氧化气体发生气相燃烧反应。固液推进剂组合绝大多数不能自燃，需要有点火装置。

（撰写：朱宁昌　审订：顾明初）

guzhang duice fangzhen

故障对策仿真　fault strategies simulation　运用仿真技术，模拟故障源的生成，验证故障对策的效果。它通过故障和对策模型的建立和仿真，辅助并指导故障对策的分析和设计。产品的故障是指任何被看成异常并可能有理由要求采取某种纠正措施的产品状态的变化。产品的故障可按其系统的构成进行分类，如可分为硬件故障和软件故障。故障对策主要是指对故障的原因、机理、表现形式及危害程度的分析，对故障的测试、定位以及避免措施及纠正方法的设计。

（撰写：宋晓秋　审订：刘德贵）

guzhang fugailü

故障覆盖率　fault coverage rate　发生故障的系统经对故障进行检测诊断、隔离、恢复和重构后，仍能正常工作的统计概率。换言之，故障覆盖率是能恢复的故障与实际发生的故障总数之比，如故障百分之百地能被检测诊断、隔离和恢复，则故障覆盖率为1。在大多数情况下，实际系统中因故障漏检使故障覆盖率小于1。故障覆盖率是衡量容错系统关键性能和容错管理完备度的一个重要参数。另一个要注意的定义是故障检测率。它与故障覆盖率不同，是指对系统各部分故障检测的能力。故障检测率等于能检出的故障与实际发生的故障总数之比。故障检测率也是大量故障情况下的统计概率，是一个表示容错系统基本性能的重要指标。

（撰写：陈作人　审订：蒋轩祥）

guzhang huifu jishu

故障恢复技术　fault recovery technology　对系统检测到故障后对故障隔离，并选择另一设施或方法使系统回到发生故障前的任务点，使系统继续正常工作所采用的策略、方法和技术。对于永久性故障可采用空间冗余技术，而对瞬态故障则可采用时间冗余技术，直接重复执行，等待故障自行消失，系统恢复正常(对于数据的瞬态错误，则需要采用信息冗余进行实时纠错)。以软件方法对系统的瞬态故障、永久故障、间隙故障和未预料故障的恢复是现代容错技术的重要研究内容。检查点设置与回卷恢复是一种后向恢复技术，即在系统正常运行过程中设置检查点，保存系统当时的一致性状态，并对各进程相关性进行跟踪和记录，在系统发生故障后，将相关进程回卷到故障前系统的检查点，恢复系统当时的一致性状态后再重新执行。对于高实时性要求的系统，可根据当时任务实时性的排队，动态调度恢复操作的算法，保证高优先级任务首先恢复，推迟优先级较低的任务的恢复。这种按优先级故障恢复技术对军用和空间实时系统很重要。

（撰写：陈作人　审订：于伦正）

guzhang jiance geli he huifu jishu

故障检测、隔离和恢复技术　fault detection, isolation and recovery (FDIR) technology　容错的核心和基础技术。这种综合性技术首先采用纠错码或按指定的协议判断有否故障，当故障被检测定位之后，将故障部件与系统隔离，再使系统的工作返回到故障发生之前的任务点，恢复其本来面目。近代故障检测、隔离和恢复技术研究的方向主要是用软件方法实现故障检测、故障隔离和系统恢复，并进行综合设计。这种技术主要可用于抗辐射的高可靠可缩放多处理机或分布式系统的容错，它所面对的故障类型是由空间单粒子效应和总剂量等引起的、发生于处理器、存储器和通道等的故障。目前重点研究的是故障检测、隔离和恢复技术与系统的闭环响应时间、数据传输和计算带宽以及系统结构的相互结合及制约问题，特别是对故障传播时间、故障检测和恢复时间的影响，并考虑尽量减小软件开销。

（撰写：陈作人　审订：蒋轩祥）

guzhang moni

故障模拟　fault simulation　在微型计算机、小型计算机或其他高性能计算机的仿真环境中，根据用户定义的系统故障模式规范、故障检测标准和系统输入输出逻辑及电性能规范，产生功能测试向量和专用于检测故障的测试向量和信号，在预定的各种故障模式下对该目标系统进行逻辑模拟，在多种测试环境和测试设备下进行仿真的技术。对于大数量故障可采取分组进行多遍模拟和增量模拟来提高模拟效率，并将故障电路与正常情况的活动进行比较，隔离有故障的电路。故障模拟是评价故障测试的一种重要工具，被模拟系统的规范和复杂性、故障数量、测试向量、故障模拟时间、故障覆盖率等是故障模拟的重要性能指标。

（撰写：陈作人　审订：于伦正）

guzhang zhuru

故障注入　fault injection (FI)　为评价容错系统的可信性而采用的有意地将故障注入系统的一种实验方法。在一个数字容错系统中，故障覆盖率和检测潜伏时间是两个重要参数，它们的测试与验证非常困难。在许多情况下，故障注入是精确评估这两个参数的唯一实际方法。故障注入有多种方法，包括硬件注入、软件注入和辐照试验。从工程应用的角度来看，实际上没有一种方法是十全十美的。在最低层细节上的注入需要进行大量的测试而不便实现，在软件或系统级上的注入又可能太抽象而容易遗漏错误，而结合单元检查、自测试、故障模拟的硬件注入则更具实用性。硬件注入分为两种技术：强制型和插入型。注入的故障性质可分为固定“0”、固定“1”、固定外部值、逻辑桥接、物理桥接、中间电平、反向和开路等。衡量故障注入技术实用性的关键参数是可重复性和可验证性。在进行测试时，故障注入软件与实时软件一

起运行，具有故障跟踪、分析与处理能力。

（撰写：蒋轩祥　审订：陈作人）

guadanche

挂弹车 missile hooking vehicle 空地、空舰或空空导弹的装弹设备。它具有多自由度的空间调整能力，能够多方位地调整导弹的姿态，以便将导弹举挂到飞机的导弹挂架上。按运输形式的不同可分为自行式和非自行式两大类。

（撰写：谢建玲　审订：魏其勇）

guanji fangcheng

关机方程 cutoff equation 在有推力终止机构的导弹/火箭上，根据导弹/火箭的运动信息和所需要控制的终端指标建立的特征量方程。用来控制发动机关机，保证弹头落点偏差小或空间有效载荷准确进入轨道目标区。关机方程可分为按小扰动原理建立的摄动方程和按目标点参数迭代求出特征量的显式方程两种函数表达式。关机方程的计算可采用全量计算和增量计算两种方式。特征量根据控制对象的要求，可选用射程、需要速度和轨道半长轴等。

（撰写：李伶　审订：崔鑫水）

G

guanji sudu

关机速度 shutdown velocity 发动机关机或推力终止时火箭/导弹具有的速度。它是火箭/导弹的重要参数，对火箭/导弹的技术性能有重大影响。控制系统通过控制液体发动机关机或固体发动机推力终止控制火箭/导弹的关机速度。有效载荷分离前发动机最后一次关机（液体发动机）或推力终止（固体发动机）时的速度，对火箭/导弹的技术性能更有决定性影响。因此对关机速度必须进行严格的计算和设计。

（撰写：茹家欣　审订：李福昌）

guanxing anquan zihui xitong

惯性安全自毁系统 inertial safety self-destruction system 以惯性器件的输出值作为敏感信号，在弹/箭上自主判定导弹/火箭的飞行故障，实施故障弹/箭安全自毁的系统。当导弹/火箭在飞行中出现故障不能达到预期目标时，为了保障地面人员和设施的安全，可利用该系统在高空将故障弹/箭炸毁。它的基本工作原理是利用弹/箭上的陀螺仪、加速度表或惯性平台框架输出的导弹/火箭的姿态角或加速度值与预先装定的姿态安全角或加速度超程限值在惯性器件上直接比较，或者经弹/箭上计算机作数值运算后再进行比较，若判定导弹/火箭确已失稳或超程，则产生安全自毁信号，由安全控制器将自毁信号变换成引爆信号，控制弹/箭上的爆炸器将故障弹/箭在预定的空域炸毁。

（撰写：陈寿根　审订：李邦复）

guanxing anquan zihui xitong de ceshi yu shiyan

惯性安全自毁系统的测试与试验 inertial safety self-destruction system test 惯性安全自毁系统的测试是按照系统的技术条件和工作程序对系统及其仪器设备进行的测试，目的是确保该系统工作正确、协调并处于良好的技术状态。测试的方法包括针对单个仪器设备的单元测试和针对系统的综合测试。惯性安全自毁系统的试验是在研制过程中的验证性和考核性试验，目的是验证方案的正确性、合理性与协调性和考核系统对自然环境、使用环境和飞行环境的适应能力。试验项目包括系统方案的仿真试验（可以是数学仿真或半实物仿真）、性能试验、安全性试验（如运输、静电和射频干扰等）和各种环境试验（如高温、低温、潮湿、振动、冲击和低气压等）。

（撰写：陈寿根　审订：李邦复）

guanxing celiang zhuangzhi

惯性测量装置 inertial measurement unit (IMU) 由几个或几种惯性测量器件（陀螺仪、加速度计）组成的惯性测量组合体。在导弹/火箭控制中，其空间运动有6个自由度——3个角运动和3个线运动。利用3个单自由度陀螺仪（或两个2自由度陀螺仪）可以建立3个互相正交的基准方向，相对于此基准方向可以测出导弹/火箭的3个姿态角。利用3个加速度计，可测出导弹/火箭沿3个基准方向的加速度。3个陀螺仪和3个加速度计一般是以输入轴互相正交的方式安装在同一基座上，构成惯性测量装置。惯性测量装置有时也称作惯性测量组合。

（撰写：顾学祥　审订：王京武）

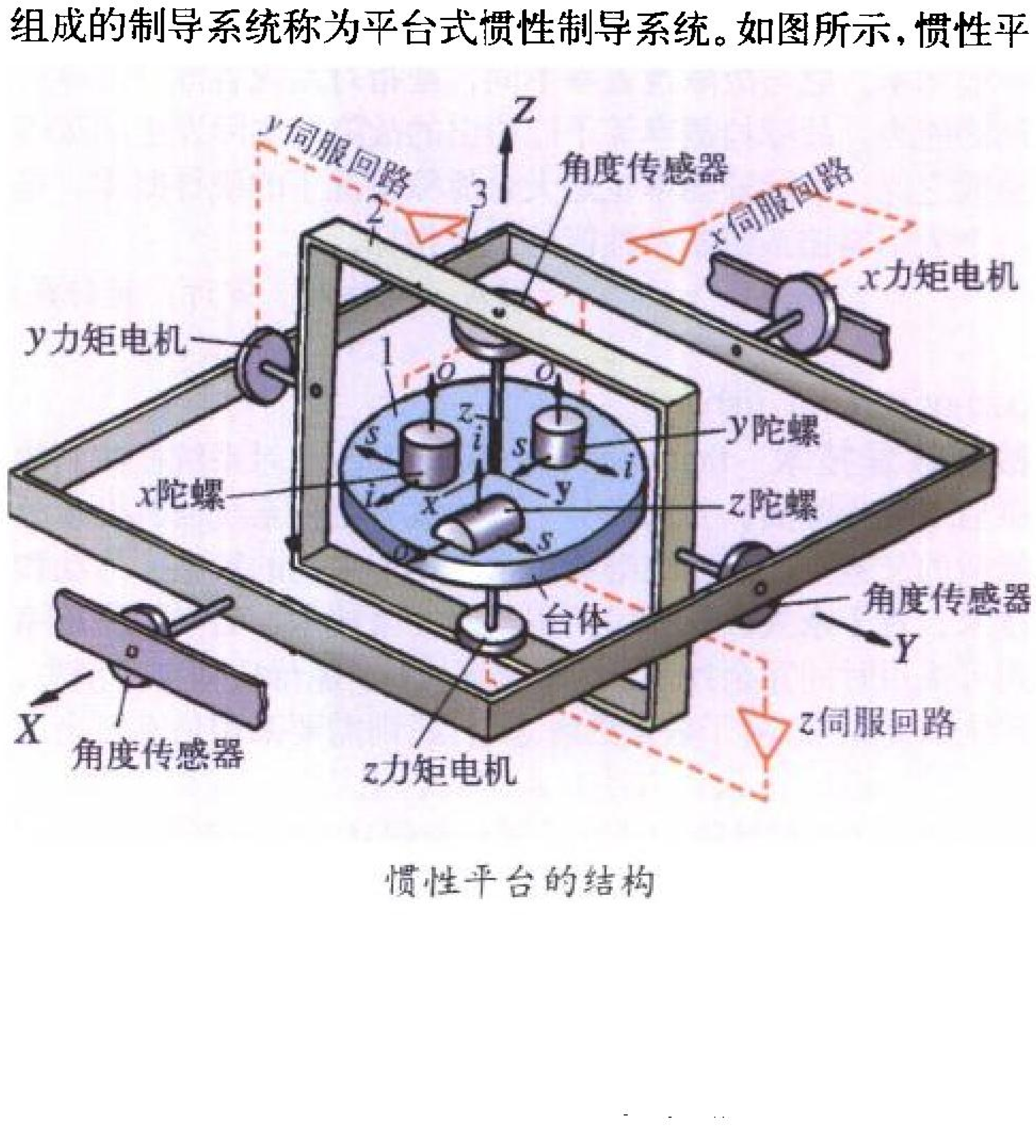
guanxing minganqi

惯性敏感器 inertial sensor 利用惯性原理敏感运动物体的位置和姿态变化的装置。它除了初始基准外，不需要任何外部信息就可自主工作。惯性敏感器由加速度计、陀螺仪和相关的电子线路组成。加速度计用以敏感运动物体位置的变化；陀螺仪用以敏感运动物体姿态的变化。在卫星上使用时，往往只有陀螺仪而不包含加速度计，这时敏感器只能敏感卫星姿态的变化，因而又称为惯性姿态敏感器。惯性敏感器按通道数划分，最简单的为单通道惯性敏感器，最复杂的为6通道惯性敏感器。其中，3通道惯性敏感器可提供运动物体沿滚动轴、俯仰轴和偏航轴的位置以及姿态变化的完整信息。4通道或更多通道的惯性敏感器不仅可提供完整的信息，而且具有由冗余配置带来的更高的工作可靠性。惯性敏感器可用于运动物体的姿态控制、导航和制导。

（撰写：王德钊　审订：王存恩）

guanxing pingtai

惯性平台 inertial platform 又称陀螺稳定平台。依靠台体上的陀螺仪和伺服回路控制台体方位在惯性空间保持不变，为导弹等飞行器建立惯性基准的装置。它是惯性制导系统的重要部件，据以测量飞行器的姿态角和加速度。由惯性平台组成的制导系统称为平台式惯性制导系统。如图所示，惯性平



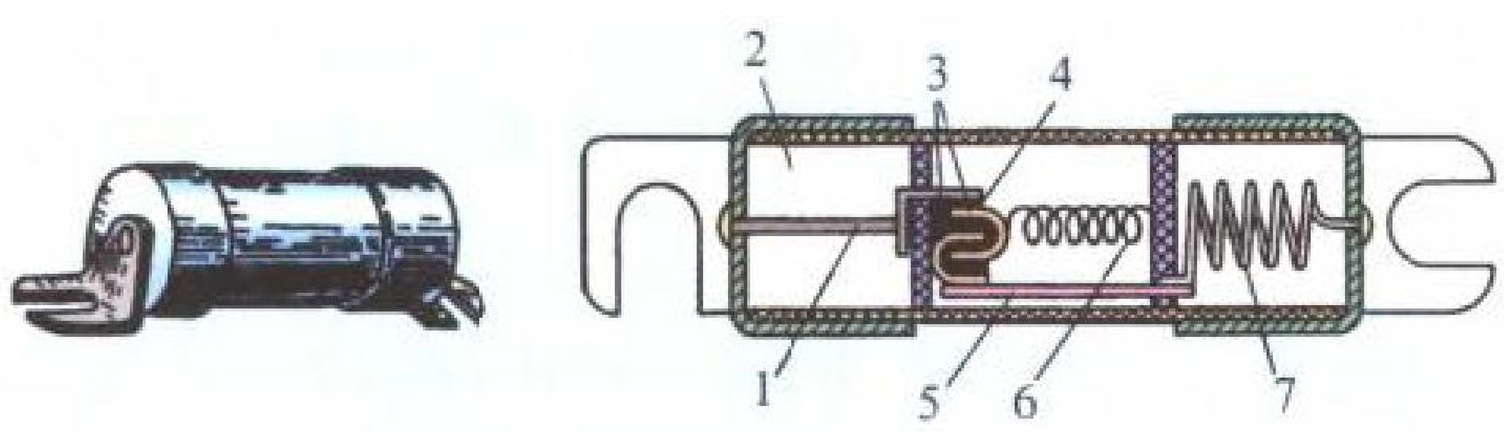
惯性平台的结构

台由台体1，3个单轴陀螺仪或两个双轴陀螺仪，内框架2，外框架3以及相应的伺服回路所组成。根据框架支承方式的不同，可分为单轴、双轴、三轴和四轴平台，导弹或火箭上常用的为三轴或四轴惯性平台。为了建立测量基准，台体通过内、外框架支承在基座上，基座与飞行器固连。若沿 Y 轴存在干扰力矩，就会使内框架和台体绕 Y 轴转动，台体上的 y 轴陀螺仪感受转动角速度，单轴陀螺仪处于积分陀螺的工作状态，输出与台体转角成正比的信号，通过 y 伺服回路输出与干扰力矩相抵消的力矩，台体不再转动，在惯性空间的方位保持不变。当飞行器转动时，台体在惯性空间保持不动，装在3个轴上的角度传感器，即输出飞行器相对于惯性坐标系的转角。

（撰写：杨 畅　审订：包为民）

guanxing rongduanqi

惯性熔断器　time-lag fuse　又称快慢速熔断器。既能承受短时大电流的冲击，又能迅速分断短路电流和长时间过载电流的熔断器。也就是说，这种熔断器在短路时很快就熔断，而过载要较长时间才熔断。惯性熔断器适用于保护短时允许有较大过载电流的用电设备电源电路。例如，电动机的启动电流比其正常工作的额定电流大好多倍，如果采用与电动机额定电流相同的易熔熔断器，则在电动机启动过程中就会被熔断。如果采用与启动电流大小相当的熔断器，则无法保护电动机的长时间过载故障，而惯性熔断器就能恰当地解决这对矛盾。国产 GB 型惯性熔断器的外形和构造如图所示。从图 (b) 可见，惯性熔断器的结构由右半部的过载保护（称为热惯性结构）和左半部的短路保护（称为短路结构）两部分组成。热惯性结构部分有较大的热容量，能分断长时间的过载电流，短路结构部分可迅速断开短路电流。二者均能承受短时大电流冲击，其中任一部分熔断均能将电路切断。



(a) 外形　　(b) 结构

GB 型惯性熔断器的外形和结构图

1—黄铜熔片；2—石膏粉；3—“U”形铜片；4—焊料；5—铜板；6—弹簧；7—加温元件

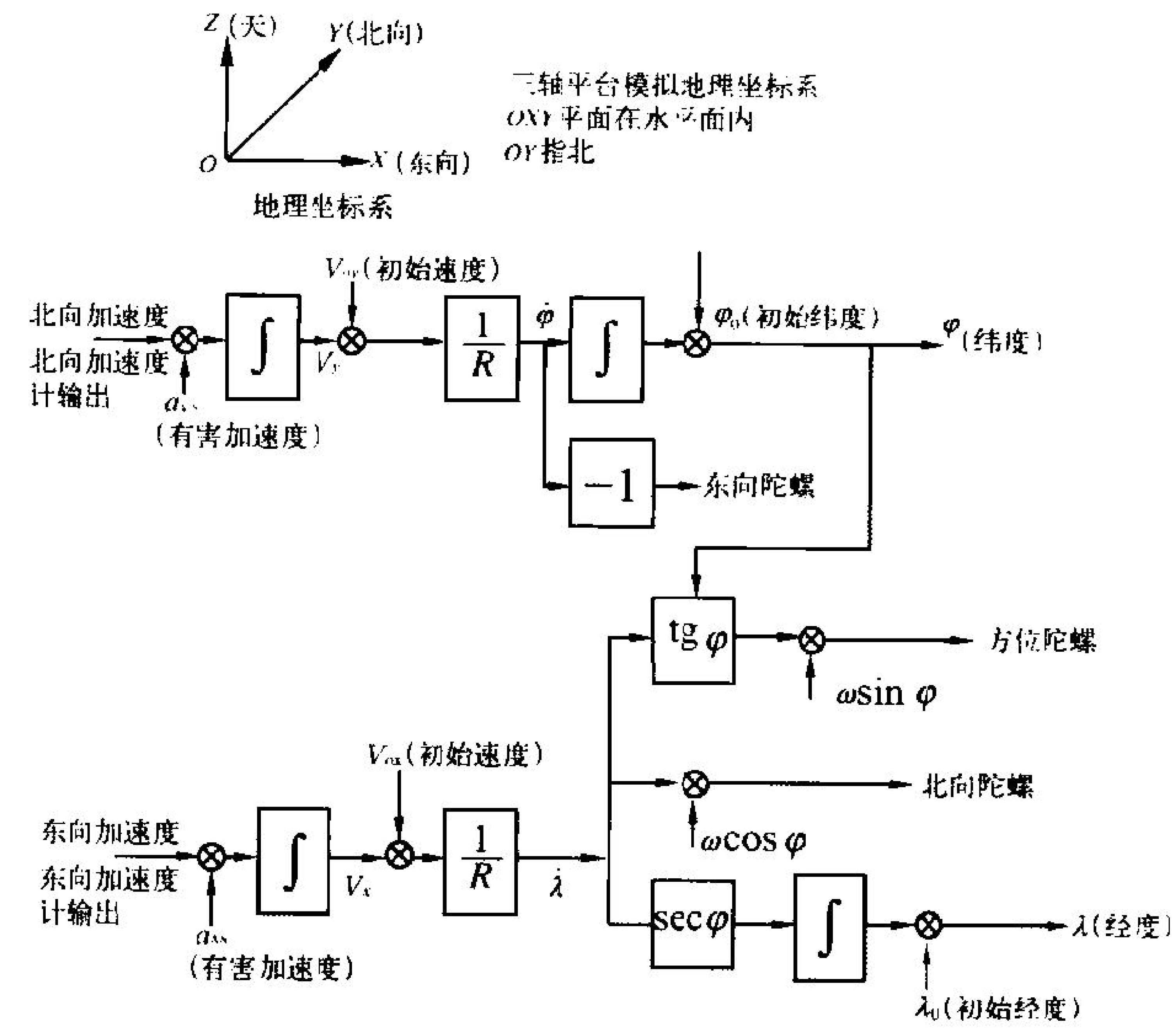
（撰写：马宝国　审订：周世勤　刘坤山）

guanxing zhidao

惯性制导　inertial guidance　利用惯性测量装置（陀螺仪和加速度计组件）测量导弹/火箭运动参数的自主制导方法。参见惯性制导系统。

guanxing zhidao xitong

惯性制导系统　inertial guidance system　利用惯性测量装置测得的导航状态量，按照选定的导引规律形成指令，对飞行器质心运动进行控制的制导系统。惯性制导系统由惯性测量装置、制导计算机和执行机构等硬件和软件构成。惯性制导设备装在飞行器上，飞行中不依赖外部信息，不与外部发生联系，不易受干扰，属自主式制导系统。依照惯性测量装置在飞行器上的安装方式，可分为平台式惯性制导和捷联式惯性制导。前者的惯性测量器件安装在惯性平台（又称陀螺稳定平台）的台体上，后者的惯性测量器件捷联安装在飞行器上。惯性平台能够隔离载体的振动和摆动环境，从而可为台体上的惯性测量器件提供稳定的加速度和姿态角测量基准，一般多用于高精度惯性制导系统。捷联式惯性测量装置体积小，质量小，成本较低，并且便于采用重复技术提高可靠性和系统精度。根据惯性测量装置提供导航状态量的参照基准和形式的不同，可以构成多种惯性制导方案，如惯性平台—计算机制导方案、本地水平平台式惯性制导方案、速率捷联惯性制导方案和位置捷联惯性制导方案等。按惯性制导方法的不同又可分成多种制导律设计，如摄动制导和显式制导等。惯性制导的主要缺点是误差随时间积累，对于工作时间较长的惯性制导系统，要用其他的制导方式来修正误差，构成复合制导，如惯性加星光制导、惯性加地形匹配制导、惯性加卫星定位系统制导等。捷联式还要求计算机的容量大、运算速度快，同时惯性仪表要有较好的抗振动、抗冲击性能。



指北方位惯导系统原理图

R—地球半径；ω—地速；V_x—动载体相对地球 X 向速度；V_y—动载体相对地球 Y 向速度

（撰写：徐延万　何立萍　审订：崔鑫水　王毓兰）

guangdian cailiao

光电材料　optoelectronic material　又称光电子信息材料。一种重要的功能材料。它由于光电子技术发展的需要而出现。光电子技术是集中当代固体物理、导电光学、材料科学、微细加工和半导体科学与技术的交叉科学，是激光技术与电子技术的结合，也是电子技术在光频波段的延伸与扩展，主要研究光子和电子的产生、转换与运动规律及其应用。21世纪的信息科学是以光电子学为支柱，光电材料对信息科学和技术起着支撑作用。光电材料可划分为很多种类，它们都是以在外界物理场（如光、电、磁、声和热）等的扰动下，光和各种材料相互作用产生的物理效应为基础的。

（撰写：夏德顺　审订：戴永耀）

guangdian mokuai

光电模块　photoelectric block　将放大电路、运算电路及其他所需电路和光电探测器一体化形成的高灵敏度和高功能化的光电探测模块。目前已有两种结构，一种是利用微电子工

艺将放大电路、光电探测器以及传输电路等制作在同一硅片上，称为单片型光电模块；另一种是将分别制作的放大电路、光电探测单元、信号传输或信号调整电路等配置在同一封装外壳内的混合型光电模块。光电模块可以分专用光电模块和通用光电模块两种。为实现某种特定功能而设计的光电模块称为专用模块，而光电耦合器等属通用型光电模块。光电模块主要用于光电测量、光电控制等领域，具有体积小、结构紧凑、可靠性高、寿命长及抗干扰等优点。

（撰写：裘效诚　审订：孙再龙）

guangdian ouhe qijian

光电耦合器件　photoelectric coupled device　以光为媒介的电信号传输器件。通常将发光器和受光器组装在同一密封管壳内或用一根光导纤维将发光器和受光器连接起来构成电—光—电转换器件。其工作原理是当电信号馈入耦合器输入端的发光器时，发光器将电信号转换成光信号，光信号直接（或通过光导纤维）经受光器接收并将其还原为电信号输出。发光器通常用砷化镓红外发光二极管。受光器通常用硅光敏二极管、硅光敏三极管、光敏集成电路和光电可控硅等。光电耦合器件主要用于光电测量、光电控制、光电隔离等，它具有体积小、寿命长、无触点和抗干扰性强等多种优点，可用来代替继电器、耦合变压器和斩波器。

（撰写：裘效诚　审订：孙再龙）

guangdian zhidao

光电制导　photoelectric guidance　利用光电器件作为制导系统的敏感元件，提供目标和导弹信息，用以导引和控制导弹飞向目标的制导方式。按采用的光波波段划分，光电制导可分为可见光、红外、激光和多模复合制导等。按制导设备的载体方式划分，光电制导可分为弹载光电寻的制导和地（舰）面光电跟踪指令或驾束制导，其中光电寻的制导又分为被动寻的、半主动寻的和主动寻的制导。红外制导分为红外点源、红外亚成像和红外成像制导，红外制导工作波段又划分为1～3 μm短波红外、3～5 μm中波红外和8～12 μm长波红外。

（撰写：费锦东　审订：李群章）

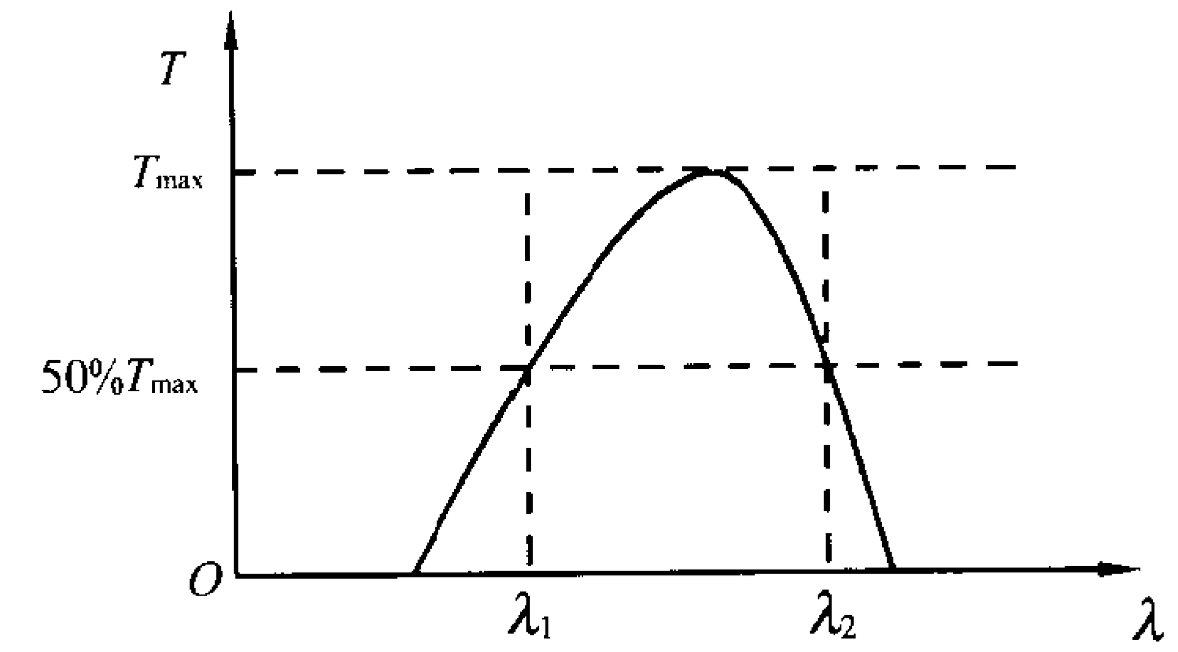
guangdian zonghe dianzizhan shebei

光电综合电子战设备　combined photoelectric warfare equipment　在光学波段（紫外、可见光和红外）和毫米波范围内进行的多种相互关联和制约的军事对抗所用的技术设备。光电综合电子战的目的是使敌方武器系统失效，同时提高己方武器系统的效能。它包含了在战场环境中对各种光电传感器探测到的信息进行数据融合及至最终给出决策的全过程。与电子战相似，光电综合电子战也可分为有源干扰和无源干扰两类。光电子战一般包括对威胁物的预（报）警，对被保护平台光电发射能量的屏蔽、抑制和伪装，发射欺骗用的消耗性诱饵，对光学系统和光电传感器的保护和致盲，干扰发射源的调制和抗调制技术等。具体的技术措施有：施放辐射特性同被保护目标相近、但强度远大于后者的干扰源，施放能反射、散射和吸收目标辐射的烟幕，改变其发射波段，采用多光谱鉴别技术、红外成像制导和多模复合制导等。在光电子战过程中干扰和抗干扰能力的有效性是相对的、有限的，但其发展和更新则是无限的和绝对的。光电子战技术几乎都是同新的光电武器系统的研制同步进行的。

（撰写：陈光余　审订：孙再龙）

guangpu fenbianlü

光谱分辨率　spectral resolution　多光谱遥感器接收目标辐射信号时，所能分辨的最小波长间隔。它是标志遥感器目标光谱探测精细程度的指标。能分辨的波长间隔越窄表示遥感器的光谱分辨率越高。随着多光谱遥感技术的不断发展，对光谱分辨率的要求也越来越高。光谱分辨率通常有以下表示方式：(1) 多光谱遥感器谱段内半峰值响应所对应的光谱宽度（见图），即 $\Delta\lambda=\lambda_2-\lambda_1$。其指标通常按不同光谱区分别提出，单位为nm或μm；(2) 谱段宽度与中心波长的比值，即$\Delta\lambda/\lambda$或$\lambda/\Delta\lambda$；(3) 在红外谱段常用波数（波长的倒数$\nu=1/\lambda$）间隔表示光谱分辨率，即 $\Delta\nu=\nu_2-\nu_1$，单位为cm^{-1}。



谱段宽度示意图（$\Delta\lambda=\lambda_2+\lambda_1$）

（撰写：高　军　审订：唐绍凡）

guangpu texing

光谱特性　spectral characteristics　物体对不同波长辐射所表现出的不同特性。对于黑体，不同波长的辐射通量密度不同，称为光谱辐射通量密度特性。对于一般辐射体，在一定温度下，其发射率随波长的变化特性称为光谱辐射特性。物体的透射率、反射率、吸收率随入射波长的不同而表现出差异，分别称之为光谱透射特性、反射特性和吸收特性。红外探测器对同样入射能量的不同波长产生的不同响应称光谱响应率特性。

（撰写：符文龙　审订：孙再龙）

guangpu yiqi

光谱仪器　spectrometer　把物质的辐射分离成不同的光谱或把光分离成不同频率的谱，并对这些谱辐射（强度）分布进行观察或测定，从而对物质成分、结构进行分析和测量的一类物理光学仪器。光谱仪器的工作谱段范围是从远紫外光谱区（波长极限 1nm）到远红外光谱区（波长极限 1 mm）的整个波段。光谱仪器是利用色散、衍射、干涉、调制等原理制成的，按种类的不同分别称为有狭缝的经典棱镜光谱仪、衍射光栅光谱仪和干涉光谱仪与无狭缝的新型干涉调制光谱仪。根据其应用范围，可分为发射光谱仪和吸收光谱仪；根据应用光谱区，可分为真空紫外、近紫外、可见光、近红外、红外和远红外光谱仪。光谱仪器的光谱分析和测量的精度高、范围宽、速度快，可广泛应用于天文、国防、冶金、地质、石油、化工、医药卫生和环境保护等部门。随着近年来大面阵光电探测器的进展，已研制出了能在飞行平台上工作的、具有成像功能的高效成像光谱仪，以对地表进行成像光谱分析，最终实现遥感找矿等目的。成像光谱仪还可以用于侦察和识别伪装，研究和观测大气、资源和海洋以及进行宇宙探索。因此，成像光谱仪器将成为21世纪最重要的遥感器。光谱仪器的工作光谱区、色散率、分辨本领、光强度和工作效率等基本特性集中反映了对它的使用性能指标要求。

（撰写：王金堂　审订：李全臣）

guangxian guanxing celiang zhuangzhi

光纤惯性测量装置 inertial measurement unit for optical fiber gyro 由光纤陀螺仪和加速度计组成的惯性测量装置。由于光纤陀螺仪没有高速旋转的转子，而是采用光学器件及高效电子线路，因此它具有体积小、成本低的特点，适合于在高动态环境的导弹、火箭及飞机上使用。

（撰写：顾学祥 审订：王京武）

guangxian zhidao

光纤制导 fiber-optic guidance (FOG) 一种在导弹与制导站之间利用光纤进行数字信号传输的制导方式。光纤制导系统由导弹、光纤和制导站组成。导弹起飞时，尾部放线管开始释放光纤，弹上传感器实时摄取战场图像，经弹上光端机转换成光信号，然后通过光纤下行传至地面制导站，再经光电转换和视频处理，在监视器上显示。操作手根据导弹飞行偏差通过操纵杆发出控制信号，经地面光端机转换为光信号后通过光纤上行传至弹上，再经弹上光端机转换为电信号控制导弹飞行。光纤制导导弹具有人工和自动两种工作状态，目标锁定后，可以转入自动跟踪。光纤制导导弹的特点为：超视距攻击目标，射手和武器系统生存能力强；信号在光纤内传输，不受外界电磁干扰影响；昂贵设备多在制导站，可重复使用，导弹成本低；人在回路中参与目标识别及导弹控制，识别能力强，制导精度高；受制导光纤强度制约，导弹飞行速度较低。光纤制导导弹的关键技术主要有高强度制导光纤制作与包敷技术、光纤缠绕与释放技术及光纤双向传输技术。

（撰写：计世藩 审订：范金荣）

guangxinhao chuli

光信号处理 optical signal processing 利用光学方法来处理光学信息的技术。光信号处理是现代光学发展的一个重要领域。由于光学系统具有二维性和实时平行处理的特性，所以其在各种数据和信息处理中的应用很受人们的重视。光信号处理始于20世纪50年代，60年代激光和全息技术出现以后，有了迅速发展。1873年阿贝提出的二次成像理论和1935年泽尼克提出的相衬显微原理，本质上是一种空间滤波技术。傅里叶变换从理论上给光学频谱分析和光信号处理提供了有力的数学工具。全息术的发展也促进了光信号处理的进展，利用全息术可以制作多种滤波器和各种全息光学元件，补偿光学系统的像差，进行信息存储和特征识别等。光信号处理的主要工作对象是物体的图像，如侦察照片、X 射线照片、显微镜照片、电视图像、雷达和声呐图及地震数据等。光信号处理是对光学信号实施某种计算和变换，以达到对感兴趣的信号进行抽取、编码、存储、增强、识别和恢复等目的。光信号处理按使用光源分，有相干光学处理和非相干光学处理；按系统输出与输入关系分，有线性和非线性、空间变与不变的区别。早期的处理方法采用线性空间不变系统，以后又有了非线性空间不变系统。近年出现的空间变系统以及光学—数字处理系统，也受到了人们的关注。

（撰写：菅云峰 审订：孙再龙）

guangxue miaozhunju yu guangxue yindaoqi

光学瞄准具与光学引导器 optical sighting set and optical homing device 用于目标定位并实现目标瞄准的光学系统或器具。通常将人工参与实现目标瞄准的光学系统或器具称为光学瞄准具，而将通过信息反馈自动实现目标瞄准的光学系统或器具称为光学引导器。步枪瞄准镜、周视瞄准镜、炮瞄仪、潜望镜等均为光学瞄准具。它广泛用于天文、军事和大地测量等领域。靶场测量及跟踪仪器、各种光学导引头等均为光学引导器的具体应用。由于复杂性和成本原因，光学引导器主要应用于军事领域，如制导系统、火控系统、定位瞄准系统等。

（撰写：孟军和 雷守鸣 审订：孙再龙）

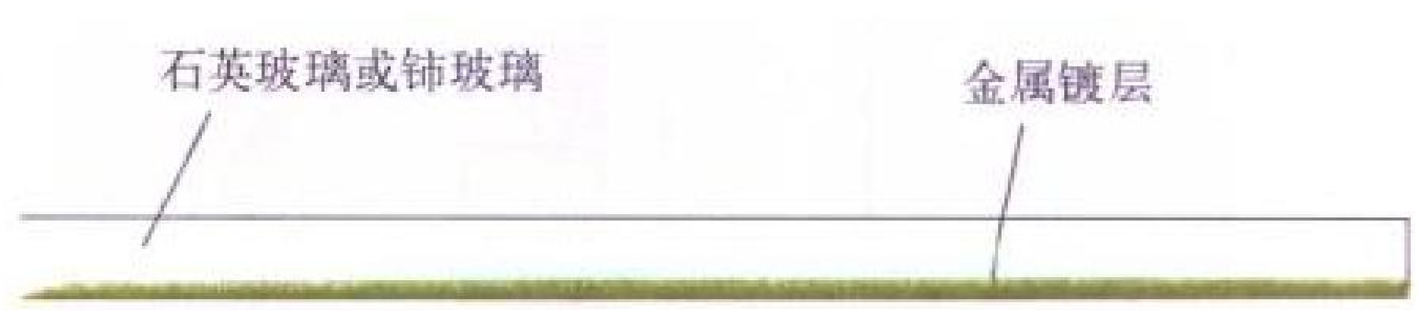
guangxue mubiao texing

光学目标特性 optical target characteristics 光学目标辐射特性和散射特性的总称。它是对目标与光波相互作用而产生的物理现象及其规律的描述。光辐射特性是指目标自身产生的光辐射，主要的光辐射特征量是光辐射强度、光辐射亮度、光谱辐射强度和光谱辐射亮度；光散射特性是指在外来光（如太阳光、激光等）照射下产生的光散射，描述光散射的特征量是太阳光散射的强度和光亮度、激光散射的激光散射截面和激光散射成像。光学目标特性主要包括空间特性、光谱特性、时间特性和图像特性。光学目标特性主要用于武器系统侦察、跟踪、制导以及光电对抗、隐身、伪装和目标识别等相关技术领域，也可用于遥感、工业探测及医疗等民用技术领域。

（撰写：向家武 审订：姚连兴）

guangxue taiyang fanshejing

光学太阳反射镜 optical solar reflector (OSR) 又称二次表面镜。由对红外辐射具有较强吸收的面层和对太阳辐射具有较强反射的金属底层组成的热控涂层。这种热控涂层具有很小的太阳吸收比和较大的半球发射率，经常作为热辐射的热控涂层用于受到太阳直接照射的航天器外表面。它的低吸收—发射比减少了航天器表面吸收的太阳辐射能量，降低了因太阳照射的变化引起的表面温度周期性波动的幅度。典型的光学太阳反射镜为石英玻璃（或铈玻璃）片上镀银（或镀铝）。按其前表面有无透明导电膜，可分为带导电膜和不带导电膜的光学太阳反射镜两种。飞行试验证明，这种热控涂层具有较好的空间稳定性，即在空间环境中的太阳紫外辐射和质子、电子、原子氧的长期作用下，它的太阳吸收比变化较小。因此，它常用于长寿命航天器。

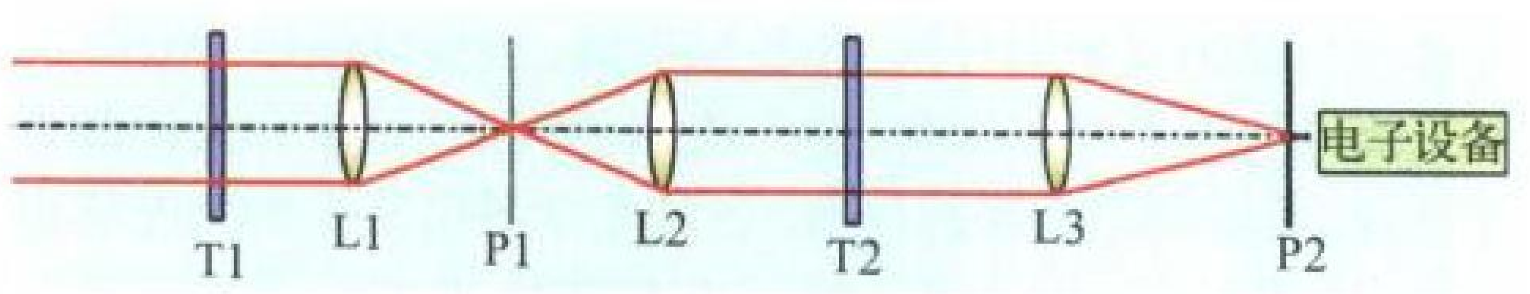


光学太阳反射镜的结构

（撰写：文耀普 审订：郭 舜）

guangxue xiangguanqi

光学相关器 optical correlator 用光学方法实现信号（图像）相关处理的光学系统。它的基本构成如图所示。图中T1表示图像1的底片，平行光照射图像1后经变换透镜L1，在平面P1处得到图像1的傅里叶变换。在该透镜后焦平面上放置一个直流光栏即可消除图像1的平均透过率，只允许结构信息通过。变换透镜L2使得图像1在图像2的底片T2上成像，通过变换透镜L3得到来自底片T2振幅分布的傅里叶变换，相关信号在变换透镜L3的傅里叶变换频率平面P2上出现。最后得到的相关信号通过电子采集设备得到数字化的相关信号，以便进行后操作。实际上图中给出的只是光学相关器家族中



光学相关器基本构成图

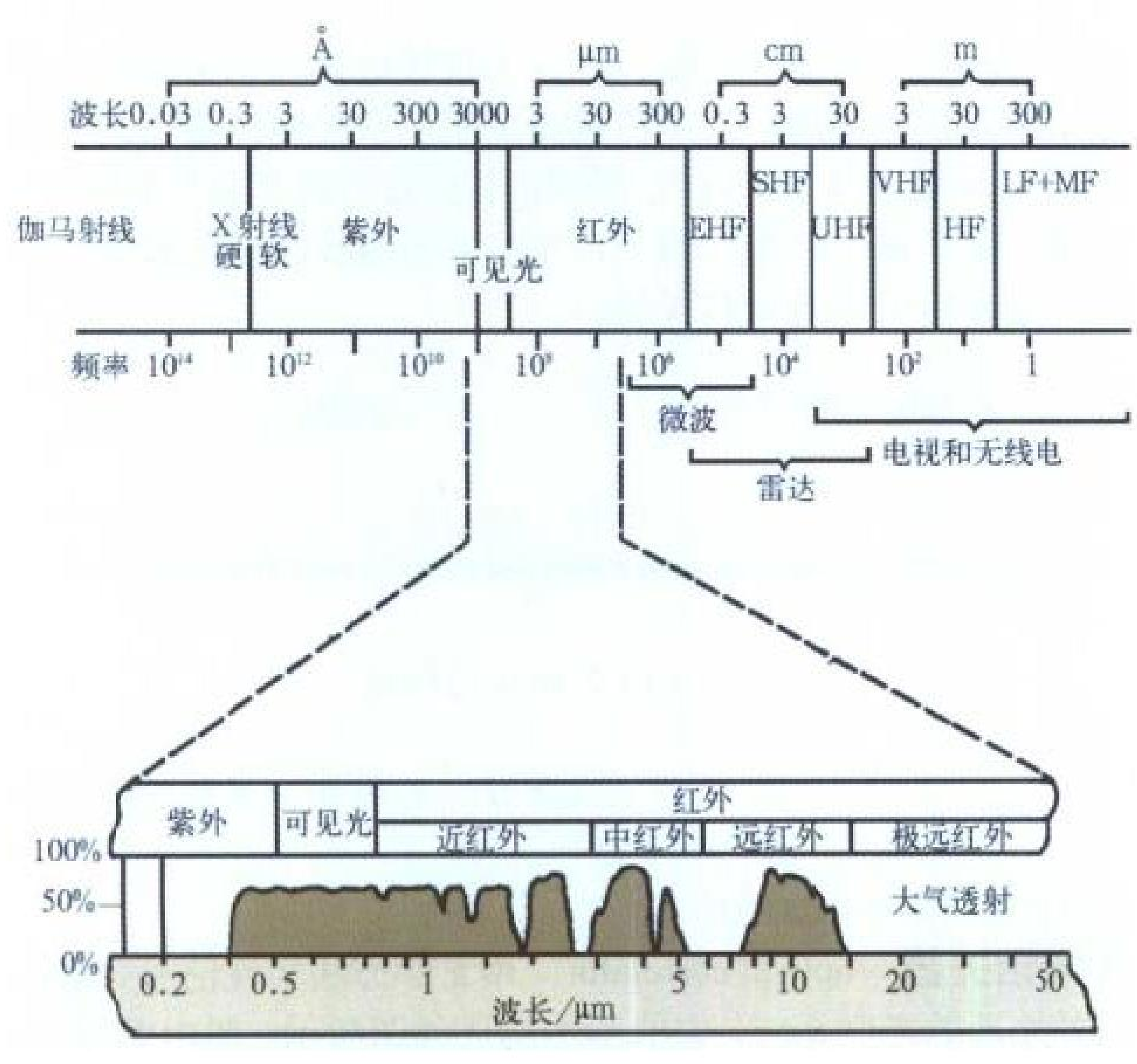
的一种像与像相关系统。除此之外，还有傅里叶平面相关系统和干涉测量相关系统。以上3种相关系统都属于相干光学的范畴。非相干光学相关器是另外一类光学相关器，由于受到噪声的影响较大,这种类型相关器的使用受到很大的限制。光学相关器具有实时和平行处理的特点，缺点是系统的体积过大，因此国际上研制各种紧凑的光学相关器已经成为一个热点，如美国陆军导弹司令部、喷气推进实验室和帕金—艾尔墨公司联合研制的一种自主识别／跟踪光学相关器采用光折射晶体进行动态全息图替换，目标识别的速度约为100 ms。

G

（撰写：菅云峰　审订：孙再龙）

guangxue yaoganqi

光学遥感器　optical remote sensor　利用光学遥感工作波段收集与地球或其他天体目标及其环境有关的信息的遥感器。可分为成像和非成像光学遥感器。前者约占光学遥感器的60%。成像遥感器的工作方式可分为接收自然辐射能的被动方式和接收人造辐射能的主动方式两种。被动方式主要研究地物对太阳辐射的反射情况和地物自身发射的辐射情况；主动方式主要利用激光等光源照射地物，研究反射回来的辐射能的强度或波长分布和高度信息等。光学遥感器所获得的信息经常受到各种因素，如大气成分、天气和湿度等的影响，必须在光学遥感信息处理中加以修正。空间光学遥感器在资源、海洋、气象等卫星上的应用已取得了重大的成功，获得了巨大的经济效益。

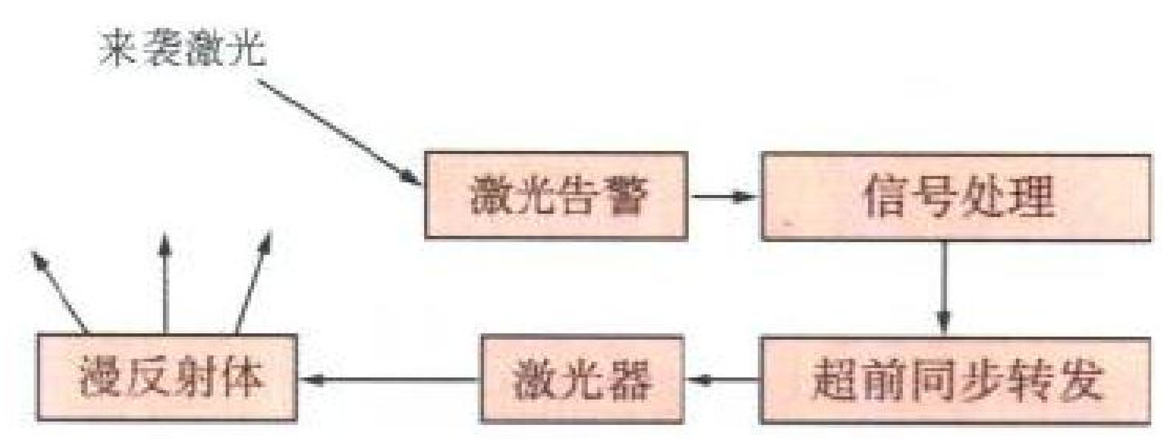


光学遥感的工作波段和大气透射的特性曲线

（撰写：王金堂　审订：金志煜）

guangxue youer

光学诱饵　optical decoy　为对抗光学精确制导导弹的攻击而在设防目标附近部署的具有相应光学辐射特征的物体。光学诱饵用于吸引光学精确制导导弹，使其偏离设防目标。与



激光诱饵的组成

光学精确制导导弹相对应，光学诱饵也分为可见光诱饵、激光诱饵和红外诱饵3种。可见光诱饵的光谱辐射在可见光波段，应和设防目标的辐射接近，很多假目标都属于可见光诱饵。激光诱饵一般较为复杂，其组成如图。这种诱饵由激光告警装置接收敌方发来的激光信号，传送给信号处理单元进行分析与处理，判断出敌方激光信号的变化规律，提取出其重频、编码及跳频方式等，并送超前同步转发单元。超前同步转发单元复制出与来袭激光信号变化规律相同的信号，并用以控制己方激光器向离开设防目标一定距离外的漫反射体发射激光干扰信号，同时对输出的激光干扰信号与来袭激光信号进行实时同步查询并予以调整，以保证漫反射体反射的激光信号能吸引激光制导导弹的跟踪。红外诱饵又可以分为对抗点源红外制导导弹的红外诱饵和对抗红外成像制导导弹的红外诱饵。前者最常应用的是曳光弹（参见曳光弹干扰），后者则要使其红外光谱辐射和面元分布都能接近真实的目标设施，才能对红外成像制导导弹起到欺骗作用。

（撰写：计世藩　审订：徐品高）

guangzi huojian fadongji

光子火箭发动机　photon rocket engine　利用反物质与物质湮灭反应生成的定向光子束产生推力的火箭发动机。尚处于概念研究阶段。构想的光子火箭发动机用反质子和质子作推进剂，利用反质子与质子湮灭反应生成的有巨大能量的光子和中微子束来产生推力。反质子与质子湮灭反应产生的能量密度可以高达10^{17} J/kg数量级，比核裂变反应放出的能量密度高3个数量级，理论上有最高的比冲。经计算，几百吨重的航天器作火星往返航行，仅需几十克反质子和质子。目前已开展了反质子的生产、捕集和贮存研究。

（撰写：黄良甫　审订：胡永年）

guangbo weixing

广播卫星　broadcasting satellite　直接向用户转播电视或声音信号的专用通信卫星。主要分为电视直播卫星和声音直播卫星。一般的通信卫星由于发射信号功率不够大，发送的信号必须先经过安装较大直径天线的地球站接收，再经地面电视广播台站转发给用户。而广播卫星则是将电视或声音信号直接转播给用户，卫星发射功率高达数十瓦至数百瓦，到达地面的等效全向辐射功率达45～55 dBW，使装有0.45～1 m直径天线的用户可直接接收。这种卫星的太阳能电池系统供电能力为数千瓦，卫星轨道位置保持精度不低于±0.1°，天线波束相对于其标称指向的偏移在任何方向上均不超过0.1°。广播卫星中的电视直播卫星广泛采用数字图像压缩技术，可以大大节约传输带宽，使原来一台转发器最多传送1～2路电视增加到可传送6～8路电视。前苏联／俄罗斯、日本、欧洲和美国均发射了电视直播卫星。计划全球组网的3颗声音广播卫星“非洲星”、“亚洲星”和“美洲星”中，前两颗已经发射。



美国的电视直播卫星

（撰写：韦德森　审订：王景泉）

guihuabo tanceqi

硅化铂探测器　platinum silicon (PtSi) detector　又称硅化铂肖特基势垒探测器。利用铂硅肖特基势垒和内光电效应将入射的红外辐射转变成电信号的器件。主要用于中、短波红外辐射的探测。它的构造和工艺原理是在一P型硅材料上沉积一层厚度约2 nm的铂金属层，金属铂和半导体硅之间形成肖特基势垒。当能量小于1.1 eV（硅的禁带宽度）的光子透过硅衬底入射到硅化铂上时，会激发出电子，部分激发电子会越过肖特基势垒进入硅内，形成信号电荷。硅化铂探测器在77 K下工作，响应截止波长为5.6 μm，量子效率很低，仅为1%左右，常采用光学谐振腔结构提高器件的响应率。硅化铂探测器不单个使用，常做成硅化铂焦平面阵列。由于制造工艺主要是硅器件工艺，且工艺成熟，所以容易做成大面阵，响应均匀性好，且成品率高，是目前可实用的最大红外焦平面阵列。

（撰写：裘效诚　审订：孙再龙）

guitaiyang dianchizhen

硅太阳电池阵　silicon solar array　使用硅太阳电池作为光电转换器件的太阳电池阵。硅太阳电池在光电转换器件中历史最长，迄今绝大部分航天器的发电装置都用硅太阳电池阵发电。为了取得更高的比功率，这种电池将逐步被化合物电池所替代。但因其价格远低于GaAs/Ge等化合物太阳电池，因此目前仍是发电装置的主流。硅太阳电池的种类很多，常用的硅太阳电池列于下表。其中第一、三、四种多用于长寿命航天器，第二种多用于低轨道航天器。

常用硅太阳电池

序号	电池种类	转换效率（在标准测试条件下）
1	硅BSR 10 Ω · cm	12.3%
2	硅BSFR 10 Ω · cm	14%～15%
3	硅BSFR 2 Ω · cm	13.7%
4	硅绒面BSFR 2 Ω · cm	16.7%

（撰写：陈小霓　审订：褚桂柏）

guitong shuzhi

硅酮树脂　organosilicone resin　又称有机硅树脂。是具有硅氧主链的热固性树脂。化学结构的主链为-Si-O-Si-,以与硅原子相连的烷基、芳基或其他有机基团为侧基，兼具有机材料与无机材料的双重特性，如耐高低温（可在200 °C下长期工作，亦可在250～300 °C下短期工作），氧化稳定性好，耐候，耐老化，耐臭氧，憎水防潮，生理惰性，耐电弧电晕，电绝缘强度高。主要用于电子元器件包封，有机硅涂料和有机硅胶粘剂等。硅酮树脂分类见表。

硅酮树脂分类

分类法	种 类
按改性与否	纯树脂、改性树脂
按缩聚方法	冷缩聚触媒法、热缩聚法
按固化条件	加热固化、常温固化、光固化
按用途	浸渍用、玻璃漆布用、云母板用、模压用、层压板用、漆包线用、覆盖用、烧蚀用

（撰写：陈焕春　审订：巫世杰）

guidao banchangzhou

轨道半长轴　semi-major axis of orbit　椭圆轨道长轴的一半。用a表示，可用千米或地球赤道半径为单位。根据开普勒第三定律，半长轴a与轨道运行周期T有确定的换算关系

$$\frac{2\pi}{T}=\frac{\sqrt{GM}}{\sqrt{a^3}}$$

式中 G为万有引力常数；M为地球质量；$GM=3.986005\times10^5\ km^3/s^2$；$a$的单位为km；$T$的单位为s。

（撰写：张荣保　审订：张云彤）

guidao baochi

轨道保持　orbit keeping　利用航天器上的动力调整卫星的速度，修正轨道参数，将卫星运行轨道与标称轨道的偏离限制在允许的范围内。对于不同轨道高度的航天器，轨道保持的方法也不相同。近地观测卫星常采用太阳同步轨道和回归轨道，通常用星下点轨迹在赤道上相对标称轨迹的横向偏离量来表示轨道误差，它主要决定于轨道半长轴和轨道倾角偏差。大气阻力是导致轨道半长轴变化的主要摄动因素，它使卫星轨道的半长轴逐渐减小。因此必须定期施加速度增量，使修正后的轨道半长轴和相应的轨道周期大于标称值。入轨时轨道倾角的小量误差使星下点横向偏离量不断积累，一般采用偏置半长轴的方法来补偿这种横向偏移。地球静止卫星的轨道保持是将卫星控制在赤道上空某个指定位置，故又称位置保持。地球非球形摄动使地球静止卫星受到的切向摄动力可视为常值。如果切向摄动力向东，在此作用下轨道半长轴或轨道周期都不断增大。当轨道周期较同步轨道周期长时，卫星就会向西漂移。当漂移到允许边界时，要控制卫星产生速度增量，使轨道半长轴变小，并向东漂移。如此反复，使卫星始终处于指定位置附近。太阳辐射压摄动将使卫星轨道变成椭圆形，从而导致卫星每天在东西方向上来回漂移一次，其幅值等于偏心率的两倍。因此当偏心率超过允许值时，必须对轨道进行圆化控制。日月引力摄动将使地球静止卫星轨道偏离地球赤道面，导致卫星每天在南北方向上来回漂移一次，其范围等于轨道倾角，为此需定期对轨道倾角进行修正，以满足南北方向位置保持精度的要求。

（撰写：李 果　审订：陈义庆）

guidao beifenxing

轨道备份星 in-orbit spare satellite 储备在运行轨道上，可根据指令接替工作星工作的卫星。轨道备份星的分系统和仪器设备的配置、技术状态和功能特性与在运行轨道上的工作星完全一样。是否设置轨道备份星，完全取决于卫星应用的要求。对地观测卫星一般设有轨道备份星。地球静止轨道通信卫星在春分和秋分前后白天的某个时刻，从地球站角度看，太阳和卫星在同一方向上，地球站天线会接收到强烈的太阳噪声，致使信号明显恶化。此种太阳干扰现象要持续数日，最长一天可达10 min左右。太阳干扰的时间约占全年的0.02%，并可进行预报。在太阳干扰期间切换到轨道备份星，可以使太阳干扰问题得到比较好的解决。

（撰写：吴开林　审订：常际军）

guidao buhuo he guiji jiaohui

轨道捕获和轨迹交会 orbit acquisition and track rendezvous 航天器由运载工具送入初始轨道后，经多次轨道控制到达标称初始运行轨道的飞行控制称轨道捕获；使卫星运行轨道的星下点轨迹与相对于地球表面固定的设计回归轨道网络相会合的飞行控制称轨迹交会。“资源”1号卫星于1999年11月4日到9日进行了5次高精度太阳同步冻结轨道的捕获控制和两次回归轨道的轨迹交会控制，其轨道控制精度、自主控制能力和测控技术达到了国际同类卫星的先进水平。

（撰写：王旭东　审订：王存恩）

guidao celiang

轨道测量 orbit measurement 为确定航天器的飞行轨迹而进行的跟踪测量与计算过程。轨道测量一般用来确定目标飞行的6个轨道参数：半长轴a、偏心率e、轨道倾角i、升交点赤经Ω、近地点辐角ω和平近点角M。轨道测量的手段有光学测量、无线电测量(包括脉冲测量雷达、微波统一测控系统等)和导航卫星测量等。轨道测量元素一般是斜距R、方位角A、仰角E和距离变化率$\dot{R}$。轨道测量的精度将直接影响定轨的精度。

（撰写：卢立常　审订：刘志逵）

guidao jidong

轨道机动 orbit maneuver 见轨道机动飞行器。

guidao jidong fadongji

轨道机动发动机 orbit maneuver engine 航天器在空间按预定目标改变原有轨道进行机动飞行所用的小推力火箭发动机。它用于为航天器的入轨、变轨、空间交会和对接提供动力。轨道机动发动机的燃烧室压力较低，一般采用可贮存液体推进剂和挤压式推进剂供应系统，常用的推进剂为四氧化二氮和肼类燃料(一甲基肼、偏二甲肼和肼等)。轨道机动发动机具有多次起动和大幅度调节推力的能力，能在高真空、辐射和失重等空间环境中可靠地进行工作。

（撰写：金贵全　审订：朱森元）

guidao jidong feixingqi

轨道机动飞行器 orbit maneuver vehicle 能在大气层外有目的地按设计主动改变原有轨道的航天器。根据任务目标的不同，轨道机动飞行分为：(1) 轨道转移飞行（参见轨道转移飞行器）。(2) 轨道拦截和交会。不同航天器同时到达空间同一点称为轨道拦截，如天基动能武器对轨道目标的攻击等(此类飞行器又称大气层外杀伤飞行器，带有自身的导引头、通信设备、控制系统、任意方向的推力装置和计算机等，可在轨自主飞行，有拦截决策和机动飞行能力)；它们不但同时到达，而且在相遇时相对速度接近于零称为轨道交会，如航天飞机、飞船等天地往返运输系统与太空中的目标设施相遇。(3) 从轨道上返回。航天器脱离原有轨道，在地面降落，如载人航天器返回舱、航天飞机轨道器、返回式卫星等。(4) 轨道保持和轨道修正。轨道保持是绝大多数航天器必备的功能之一，主要是克服某些摄动力，使轨道变化始终符合任务要求；轨道修正是为了提高轨道精度，弥补运载器的入轨误差和运行中轨道的摄动，尤其是航天器飞向月球或行星时，由于航程很长，初始速度的大小和方向对轨道影响很大，需多次修正轨道。绝大部分航天器(除一些简单的、无推进系统的航天器及空间碎片外)都能完成至少上述一种机动飞行，因此都可以认为是轨道机动飞行器。此外，轨道机动飞行器还特指一种专门的飞行器，是空间站与其他近地轨道航天器之间的交通工具。

（撰写：宋智　于德滨　审订：朱毅麟　薛成位）

guidaojian lianlu

轨道间链路 inter-orbit link 不同轨道卫星之间进行信息交换所构成的通信链路。在地球范围内，它可分为中低轨道之间的卫星链路和中低轨道与地球静止轨道之间的卫星链路。载人航天器与数据中继卫星或其他地球静止轨道通信卫星之间所构成的信息交换电路是典型的轨道间链路。这种链路主要用于载人航天器在轨飞行期间与地球站的通信联系、数据传输以及电视传输。在这种轨道间通信链路中，数据中继卫星和通信卫星是载人航天器与地面间通信的中继站。不同轨道卫星间及相同轨道卫星间构成通信链路可以减少采用两跳甚至3跳地球静止通信卫星链路所带来的大的时延。这一时延使通信，特别是通话造成不适。另外，轨道间链路还扩大了通信覆盖范围。轨道间要构成链路，对卫星姿态控制和天线的指向精度要求很高，另外还要求卫星之间具有相互跟踪的能力。它们都对航天器和测控通信网提出了更高的要求。

（撰写：邝振勋　审订：郑松辉）

guidao jiaohui

轨道交会 orbit rendezvous 一个航天器与另一个航天器在同一时间并以几乎相同的速度到达同一位置的过程。轨道交会一般分为远程导引(通常称地面导引)、近程导引(自动寻的)和停靠三个阶段。轨道交会进程中，首先是由地面控制追踪航天器的质心运动，将它导引到要与之对接的目标航天器附近，然后利用追踪航天器上的导航敏感器系统把追踪航天器引入交会对接走廊，根据导航敏感器系统精确测得的这两个航天器的相对距离、相对速度和姿态，启动小推力器进行机动，使追踪航天器沿对接走廊向目标逼近，最后以接近于零的相对速度向目标航天器停靠(参见交会远程导引)。

（撰写：潘科炎　审订：吕振铎）

guidao pianxinlü

轨道偏心率 orbit eccentricity 椭圆轨道两焦点之间的距离与长轴的比值。它是一个无量纲轨道参数，用e来表示。当偏心率为0时，轨道是圆形；当偏心率在0～1之间时，轨道是椭圆形，偏心率越大椭圆越扁。

（撰写：张荣保　审订：张云彤）

guidao qingjiao

轨道倾角 orbit inclination 轨道平面与地球赤道平面之间的夹角。用地轴的北极方向与轨道平面的正法线方向之间的夹角度量，范围为0°~180°。倾角小于90°时为顺行轨道，卫星总是从西（西南或西北）向东（东北或东南）运行；倾角大于90°时为逆行轨道，卫星的运行方向与顺行轨道相反；倾角等于90°时为极轨道。若不考虑轨道摄动，星下点轨迹所能达到的最南和最北的地理纬度数值等于倾角值。

（撰写：张荣保 审订：张云彤）

guidao queding

轨道确定 orbit determination 利用观测数据确定航天器轨道的过程。轨道确定一般分为初轨确定和轨道改进。初轨确定是用少量观测数据确定粗略的航天器初始轨道的过程。轨道改进是用充分多的观测数据解算出精确轨道的过程，是轨道确定的核心。航天器轨道确定的理论最初来自天体力学。早期天体力学中轨道确定的对象是自然天体。天体力学中小行星的轨道确定方法和原理基本上都可用于航天器的轨道确定。与自然天体的轨道确定相比，航天器在飞行中的运动角速度大，测控网需测量的数据种类多、数量大；测控网一般都配置了高速度、大容量的计算机。航天器轨道确定理论和方法包括轨道误差估算理论、航天器轨道运动理论和计算方法。(1) 轨道误差估算理论：研究如何利用大量观测数据求解精确的航天器轨道。这是轨道改进中的核心问题，在实际中常用批量估算法(如加权的最小二乘法)和序贯估算法(如广义的卡尔曼滤波法)。(2) 轨道运动理论：包括建立和求解航天器运动方程或摄动方程。对于有推力的主动段和返回地球或进入行星表面的轨道，一般采用数值计算方法。(3) 计算方法：初轨确定的方法主要有拉普拉斯方法（初值问题方法）、高斯方法（边值问题方法）和巴特拉科方法。拉普拉斯方法是根据观测数据解出初轨中一点的位置和速度，再用它们的分量求出轨道要素。高斯方法是根据观测数据解出初轨中两点的位置和速度，进一步求出轨道要素。巴特拉科方法在高斯方法的基础上作了改进，先确定轨道周期，用增加观测数据的方法消除时间记录误差以提高轨道精度。轨道改进的计算方法主要是求解大型线性微分方程组等。

航天器轨道确定分为以下3个步骤：(1) 数据的获取和预处理，利用航天测控站内测量航天器轨道的雷达、多普勒测速设备、光学设备、激光测距仪等设备对航天器进行跟踪观测，获得大量用于航天器轨道计算的各种数据，并加以预先处理，包括剔除野值（非正常测量的劣值）、修正偏差（如大气折射修正等）及整理和压缩；(2) 初轨确定，应用少量数据确定粗略的轨道要素，作为轨道改进的初值；(3) 轨道改进，应用充分多的观测数据，以轨道初值为基础得到精确的轨道要素。

获取精确轨道的困难在于许多因素都能引起轨道确定的误差。这些误差可分为3类：(1) 测量数据的误差，主要决定于测量设备的精度、航天器信标频率稳定度、时间计量精度和大气折射修正的精度等。(2) 数学模型的精度，主要决定于飞行动力学模型和基本参数误差。飞行动力学模型包括各类摄动力的模型。基本参数误差包括测量站站址误差、摄动力描述中用的物理参数（如大气密度、阻力系数和地球引力场各种常数等）误差。(3) 计算方法误差，包括轨道要素推算误差和线性微分方程组计算方法的误差。轨道误差是指航天器在空间的实际位置与推算出的位置之差，一般在几米到百米之间。

利用轨道改进给出的精确轨道要素，可以为航天器轨道交会和对接提供准确的运动规律；可用于航天器所摄地面图像的准确定位；可用于地球静止卫星的准确定点所要求的轨道修正和保持；并可用于人造地球卫星、登月载人飞船等准确返回地面的计算和地球引力场模型、地球大气密度模型及其变化规律的研究等。

（撰写：陆镇麟 修订：张荣保 审订：张云彤）

guidao shedong

轨道摄动 orbit perturbation 航天器实际运行轨道偏离开普勒轨道的现象。产生这种偏离的原因是航天器除了受到中心体引力外还受到其他力的作用，这些力称为摄动力。一般情况下，摄动力和中心体引力相比是小量。航天器实际轨道是非常复杂的空间曲线，轨道计算时，常可以把实际轨道分为两部分：一部分是开普勒轨道，另一部分是轨道摄动，两者之和就是实际轨道。轨道摄动一般是小量，但长期的积累作用是不可忽略的。围绕地球飞行的航天器受到的主要摄动力有：地球的非球形摄动力、大气阻力、太阳及月球引力、太阳辐射压力和地球潮汐力等。这些力的大小和航天器的位置、形状、表面光学特性、面积质量比等因素有关。轨道摄动的研究已经成为轨道确定、观测预报、轨道改进和轨道设计等工作的基础。一般根据轨道计算的精度要求选取有关摄动力。利用轨道摄动的特性，可以找到优化的轨道控制策略。

（撰写：范秦鸿 审订：张荣保）

guidao weizhi baochi fadongji

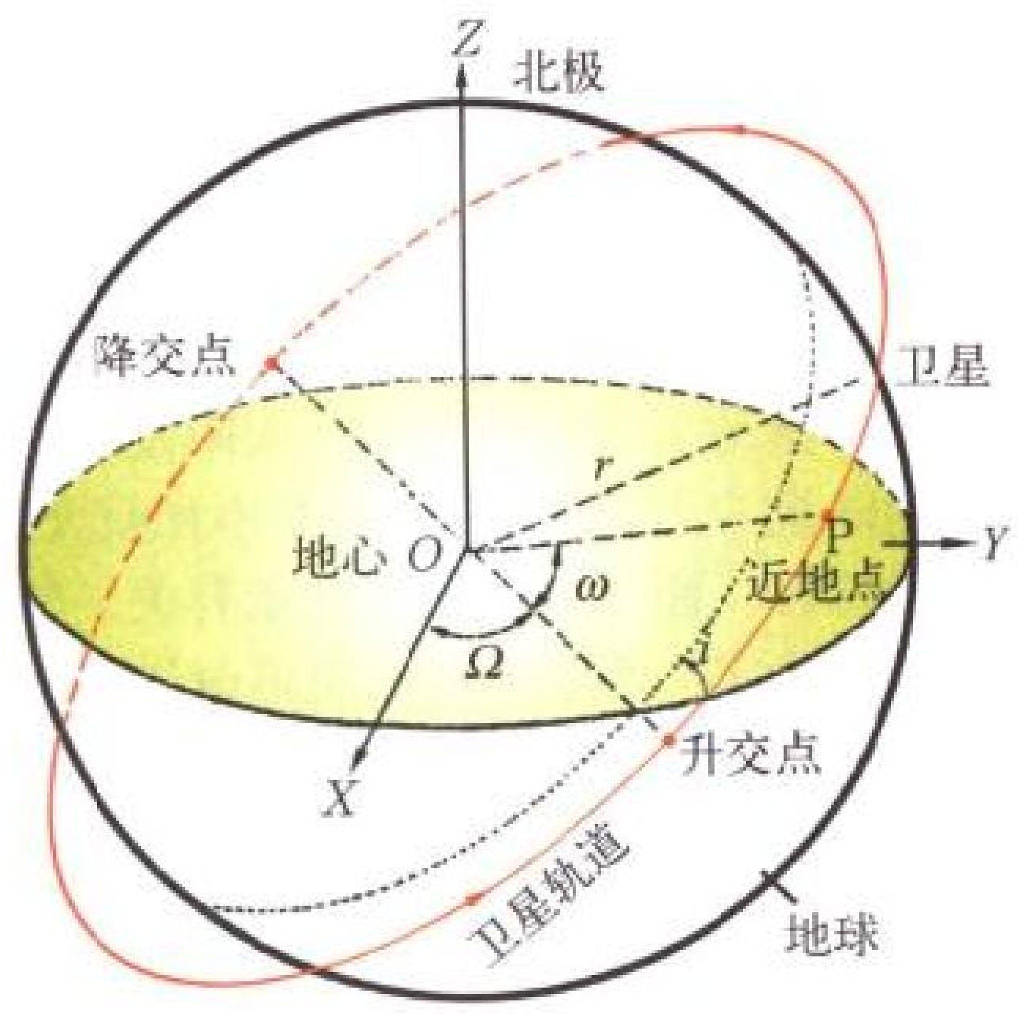
轨道位置保持发动机 orbit position keeping engine 提供修正推力以使航天器轨道的一个或者几个要素保持不变的液体推进剂小推力发动机或电火箭发动机。它是轨道控制系统的执行机构。地球静止轨道卫星的位置保持旨在使卫星相对于地球的位置保持不变，轨道周期与地球自转周期相等，偏心率和倾角都接近于零。太阳同步轨道对地观测卫星轨道控制的任务是使卫星轨道平面与卫星和太阳连线的夹角保持不变，为此需要控制轨道的倾角和周期。采用轨道扰动补偿器的自主轨道保持旨在消除气动力和太阳光压等非重力场力对轨道参数的影响，用在导航和测地卫星上可以提高测轨和轨道预报精度。相对于其他卫星的位置保持用于组网，要求卫星之间保持一定的相对位置，并要求每颗卫星都要有控制轨道周期和倾角的能力。轨道位置保持发动机的工作特点和姿态控制发动机相同（参见姿态控制发动机）。

（撰写：金贵全 审订：朱森元）

guidao yaosu

轨道要素 orbit element 描述航天器运动所需要的一组独立参数。独立参数的形式有多种，但它们之间有着对应的换算关系。常用的是开普勒要素，它们有明显的几何意义。人造地球卫星椭圆轨道的开普勒要素共有6个：(1) 轨道半长轴 a。椭圆轨道长轴的一半，可用千米或地球赤道半径为单位。(2) 轨道偏心率 e。椭圆轨道两焦点之间的距离与长轴的比值。(3) 轨道倾角 i。轨道平面与地球赤道平面之间的夹角，用地轴的北极方向与轨道平面的正法线方向之间的夹角度量，范围为0°～180°。(4) 升交点赤经 Ω。春分点和升交点对地心的张角。由北极方向看赤道平面，在赤道平面内从春分点逆时针度量，范围为0°～360°。(5) 近地点幅角 ω。轨道近地点和升交点对地心的张角。它在轨道平面内沿卫星运动方向从升交

点量到近地点，范围为0°～360°。(6) 过近地点时间t_p或在某一平近点角M的时间。平近点角表示一个假想的绕地心作匀速运动的卫星，其轨道周期与真实卫星相同，并同时从近地点出发，某时刻与近地点之间的夹角。图中所示为轨道要素的空间关系，其平面关系参见卫星轨道图。在这6个轨道要素中，a、e确定轨道的大小和形状；i、Ω确定轨道平面在空间的方位；ω确定轨道在轨道平面里的摆法，而t_p或M则确定卫星过近地点时间。因此，当某一历元时刻的这6个轨道要素确定后，卫星的轨道也就完全确定了。围绕行星运行的行星探测器轨道要素只需用行星的赤道代替地球赤道，用行星的质心代替地心就可类似定出。而人造行星的轨道要素只需用黄道面代替地球赤道面，用日心代替地心同样也可以定出。



轨道要素的空间关系

(撰写：李颐黎　审订：张荣保)

guidao yubao jingdu

轨道预报精度　accuracy of orbit prediction　根据地面观测站观测航天器（卫星、载人航天器和深空探测器）的观测数据加上轨道模型和摄动因素计算出轨道根数，再由这种轨道根数推算出的航天器未来时刻运行轨道参数和轨道真值的偏离程度。轨道预报需向地球站提供什么时候、什么位置和地平线以上的什么高度等能发现航天器的条件。发现航天器的约束条件除航天器轨道外，还与航天器天线方向图、跟踪站天线最低工作仰角和周围环境遮挡以及地球站的接收灵敏度和捕获能力有关。轨道预报精度直接影响到跟踪站捕获的成功概率。轨道预报精度主要和初始轨道根数精度、近地空间大气层物理参数精度、航天器运动理论的严密程度、观测仪器的精度和地面跟踪站地理坐标系的精度等因素有关。轨道预报在时间上可分成未来数天的短期预报和未来数月的长期预报，在内容上可分为观测站跟踪预报、星下点预报、太阳角预报、升交点预报、天线可见目标预报、星蚀预报和通信覆盖预报等。轨道预报广泛应用于航天测控网和应用地球站之中，用于捕获航天器，以便和航天器建立通信链路。

(撰写：姜　昌　审订：徐　京)

guidao zhandou feixingqi

轨道战斗飞行器　orbit battle vehicle　从地面发射到地球低轨道上运行，并且在需要时能够打击处于地面和空间的敌方军事目标的系统。美国《空军2025》研究报告认为空间作战是未来美国军事行动的一个关键部分，并声称美国应具有全球空间打击能力。《空军2025》中提到的单级入轨飞行器，就是一种轨道战斗飞行器。其基本设想是采用火箭和高超声速发动机使轨道战斗飞行器垂直起飞和进入轨道，在完成任务后可以在普通的跑道上着陆。轨道战斗飞行器根据需要可以装备高能激光器、高功率微波武器、动能武器或高超声速远程导弹等。

(撰写：王子滨　审订：王毓兰)

guidao zhouqi

轨道周期　orbit period　航天器在轨运行一圈的时间。由于航天器运动比较复杂，计量一圈的方法有多种，这样就得到不同的周期。常用的有以下几种：航天器从近地点再次到达近地点的时间称为近点周期；相邻两次相同方向穿过同一纬圈的时间间隔定义为交点周期，有时特别将相邻两次相同方向穿过赤道的时间间隔定义为节点周期；用轨道半长轴换算得到的周期称为恒星周期。如果航天器轨道简化为二体问题，则这些周期是相同的。航天器实际运动存在轨道摄动，交点周期、恒星周期和近点周期之间都有差别。

(撰写：张云彤　审订：范秦鸿)

guidao zhuanyi feixingqi

轨道转移飞行器　orbit transfer vehicle　能有目的地主动从一条轨道转移到另一条轨道的航天器。其飞行方式是轨道机动飞行中变轨飞行的一种。按初始轨道和目标轨道的形状，轨道转移可分为圆轨道之间、椭圆轨道之间、圆轨道与椭圆轨道以及绕地轨道与星际轨道之间的转移。按初始轨道与目标轨道之间的相互位置，可分为共面和不共面两种。轨道之间的转移有多种形式，按变轨次数分为一次、两次、多次和连续小推力变轨。其中，在初始轨道和目标轨道相交时才能用一次变轨完成轨道转移。初始轨道与目标轨道之间的飞行轨道一般称为过渡轨道。轨道转移飞行器一般可分为两种：一种是行星及行星际探测器、月球探测器和高轨道卫星，它们不能由运载器直接送入工作轨道，必须进行轨道转移飞行；另一种是未来的太空拖船，用于专门执行在各种轨道之间转送乘员、设备乃至航天器的任务。

(撰写：宋　智　审订：朱毅麟)

gundong kongzhi

滚动控制　roll control　控制导弹／火箭绕弹体轴O_1X_1的姿态运动的过程。控制指令是滚动程序角，控制对象的数学模型是滚动运动方程，导弹／火箭的滚动角是滚动控制的状态变量。当滚动程序角指令为零时，滚动控制是典型的稳定控制。滚动角指导弹／火箭横轴O_1Z_1与通过O_1X_1轴和OZ轴的平面之间的夹角。导弹／火箭的滚动控制，在考虑刚体控制的同时，还要考虑弹／箭体的弹性振型稳定。

(撰写：李高风　审订：王京武)

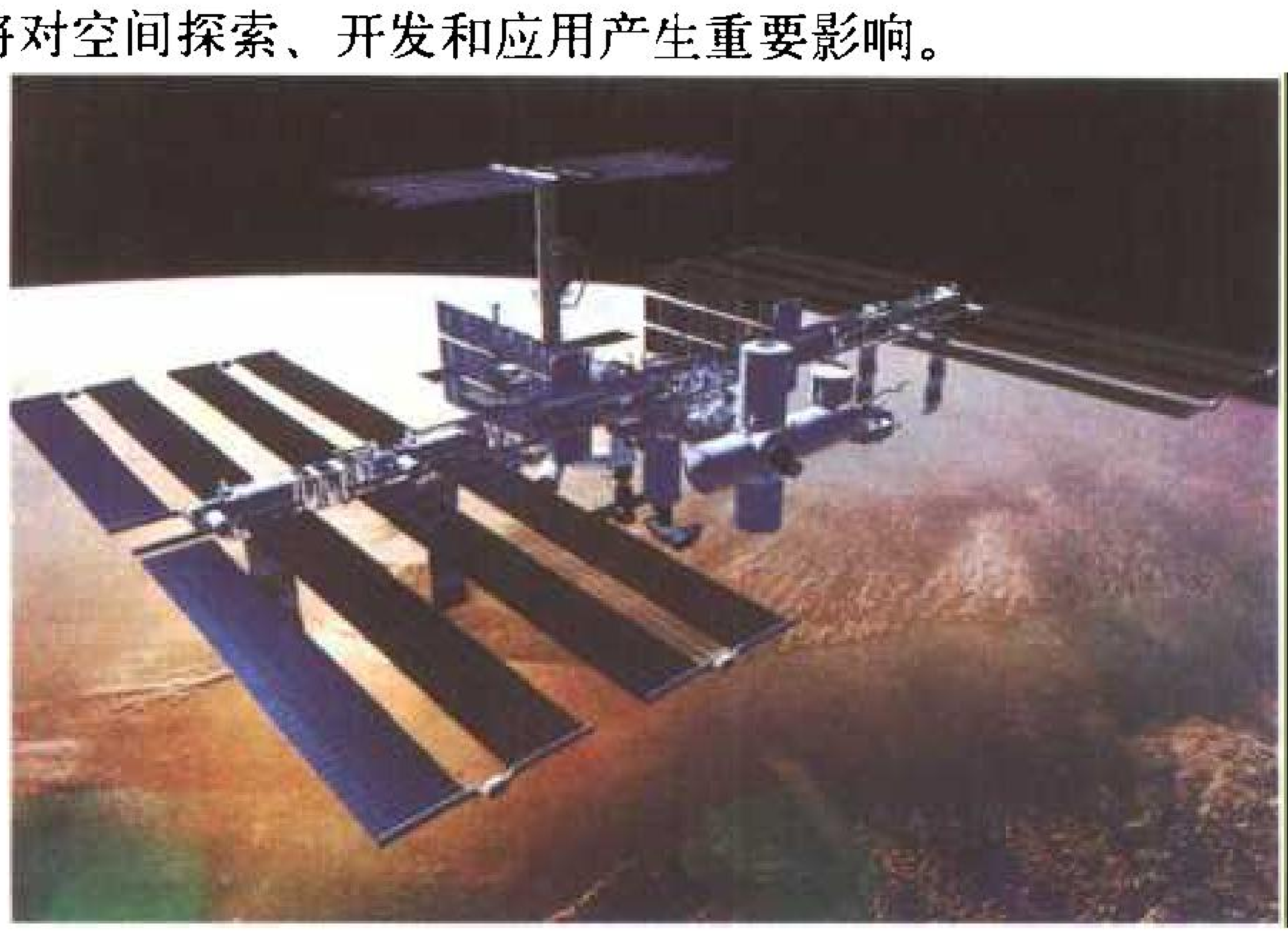
guoji kongjiannian

国际空间年　International Space Year　指1992年。这一年被联合国宣布为“国际空间年”，其间在全世界范围内开展了全年性的空间活动。国际空间年的宗旨是，继承和发扬哥伦布的开拓精神及国际地球物理年的国际合作精神，世界各国联合起来，共同迎接空间时代的挑战，使全人类都能从空间科学的新发现和空间技术的利用中获得最大效益。1992年是哥伦布发现美洲新大陆500周年和国际地球物理年活动开展35周年。为扩大和加强国际性空间开发活动，1985年美国人首次提出将1992年定为国际空间年的倡议，之后此倡议不仅得到美国政府的批准，还得到了许多国家和国际组织的广泛

支持。1989年第44届联合国大会正式通过提案，宣布1992年为国际空间年。该活动强调“和平利用”空间，以保护和改善全球生存环境为主旨，在各国原有计划基础上，扩大规模，加强合作，从而大大推动了全世界空间活动的开展，推进了空间计划的实施。（撰写：王景泉　审订：朱毅麟）

guoji kongjianzhan

国际空间站　International Space Station (ISS)　由美国、俄罗斯等16国联合建造、可供航天员工作和生活并能长期在轨运行的特大型航天器。1984年美国总统里根提出建设一座永久性空间站。当时命名为“自由号”，后曾改名“阿尔法”，最后定名为国际空间站。该空间站80%的建设资金由美国负担，并由美国航空航天局负责从总体上领导和协调计划的实施以及在空间站运行期间发生紧急情况时进行具体指挥。参加该项目的有美国、俄罗斯、欧洲11国（包括比利时、丹麦、法国、德国、意大利、荷兰、挪威、西班牙、英国、瑞典和瑞士）、日本、加拿大和巴西。国际空间站构件将由3种运载器（俄罗斯“质子号”、“联盟号”运载火箭和美国航天飞机）分45次送入轨道。国际空间站是迄今世界上最大的航天工程，也是世界航天史上第一座国际合作建设的空间站，整个建设工作预计到2005年结束。国际空间站采用桁架挂舱式组合结构，建成后的国际空间站将包括6～7个主要舱段（功能货舱、服务舱、实验舱、居住舱等）、2～3个节点舱以及结构系统、供电系统、服务系统和运输系统等。其总质量将超过420 t，密封舱增压容积达908 m^3，长110 m，宽85 m，轨道高度426 km（建成后），轨道倾角51.6°。它的总功率达110 kW，可乘6人，工作寿命15年。它从建造到运行直至退役的全寿命费用预计将达1047亿美元。由美、日、欧洲和俄罗斯提供的实验舱将用于进行生物学、化学、物理学等科学研究及各种工程技术和应用研究。主要研究领域有蛋白质晶体研究，生命科学研究，材料研究、试验和加工，空间环境特性研究，天文观测和地球观测等。国际空间站还将成为新型能源、航天运输技术、自动化技术和下一代传感器技术的测试基地。它的建设将对空间探索、开发和应用产生重要影响。

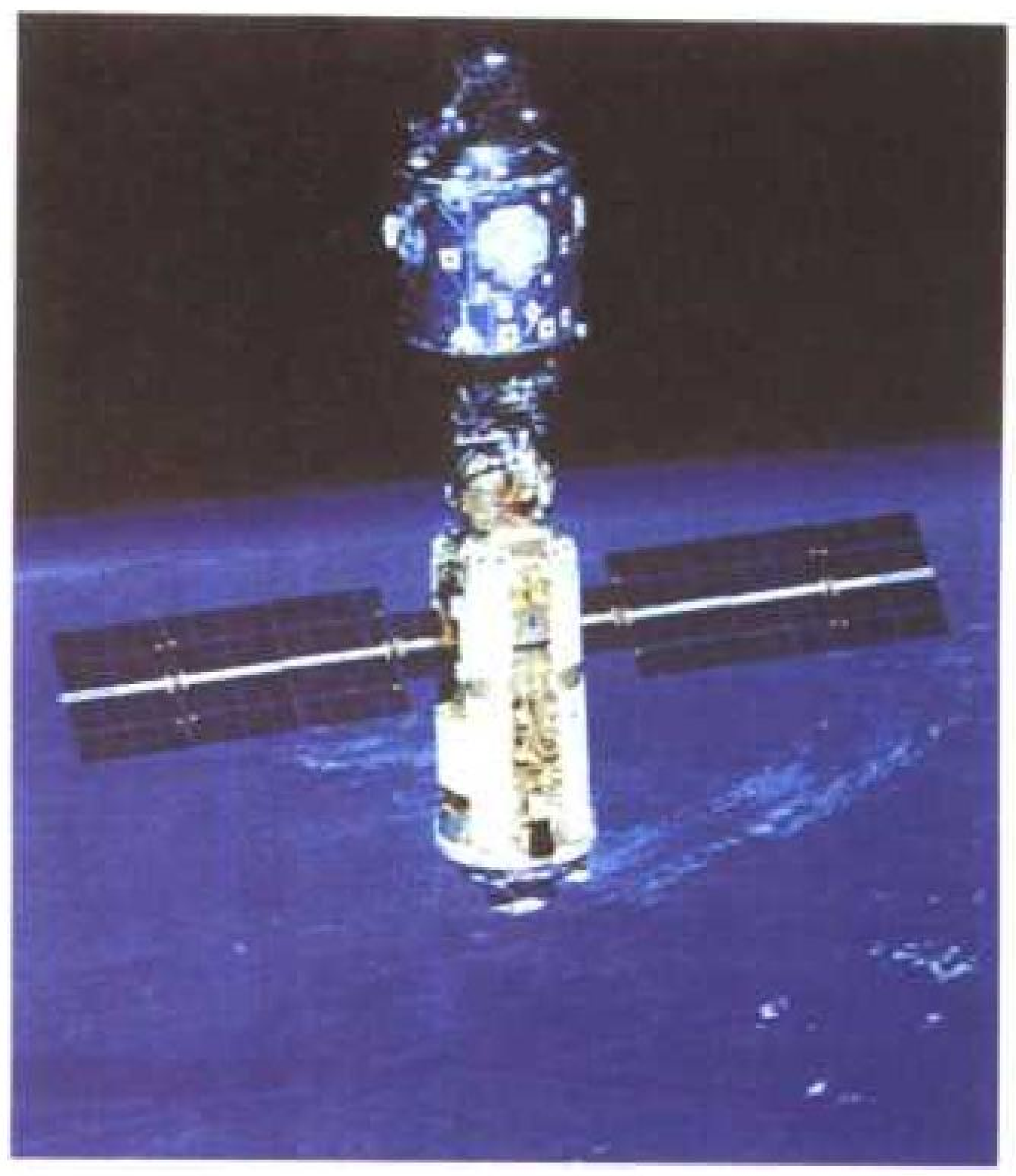


国际空间站

（撰写：吴　文　审订：李双庆）

guoji kongjianzhan gongneng huocang

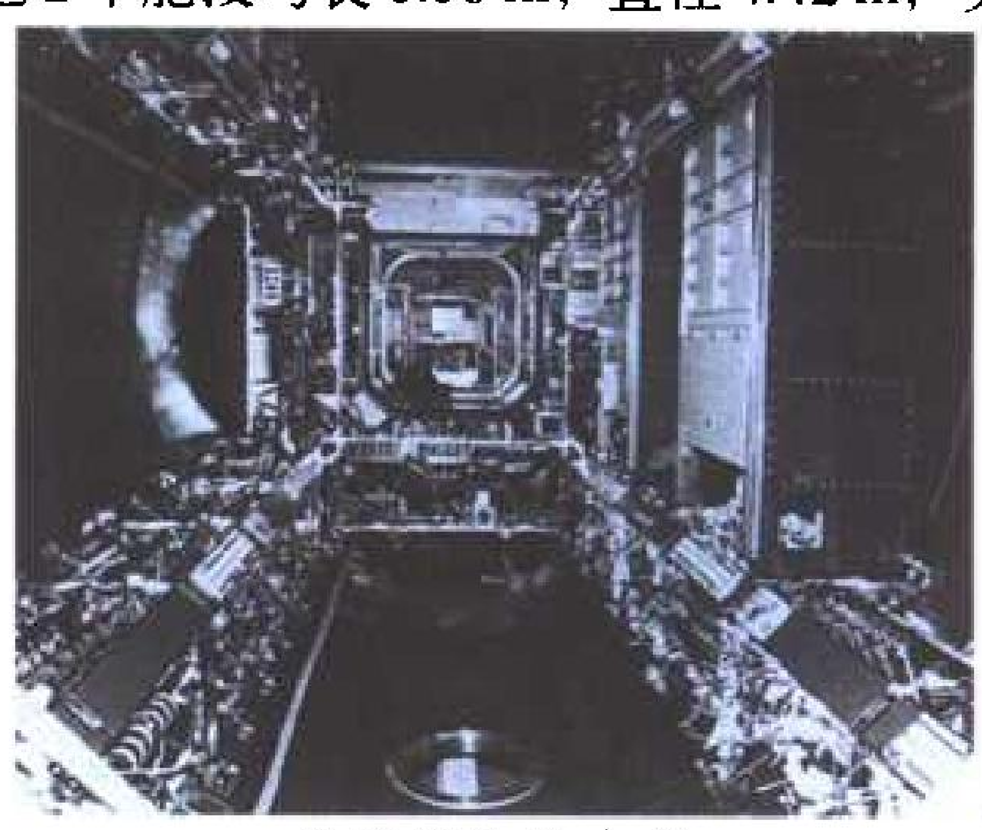
国际空间站功能货舱　International Space Station Functional Cargo Block　又称多功能舱。国际空间站关键组件之一。它由美国出资、俄罗斯研制。“功能货舱”具有推进、导航、通信、发电、防热、居住、储存燃料等多种功能。它于1998年11月20日由俄罗斯的“质子号”运载火箭发射入轨。作为第一个发射入轨的国际空间站组件，“功能货舱”是在“和平号”空间站“晶体号”舱的基础上，参照“量子”2号舱改进设计的，由气闸舱、货物舱和科学仪器舱组成，共有30个主要分系统，还有生命保障和居住设施。“功能货舱”重19.3 t，可提供3.0～3.2 kW电力，有4个对接口，分别与俄罗斯服务舱、对接与储存舱、对接舱段和美国“节点”1号舱对接。（撰写：宋　智　审订：朱毅麟）



国际空间站“功能货舱”（下方）

guoji kongjianzhan Meiguo cang

国际空间站美国舱　American modules of International Space Station　国际空间站上美国的各基本舱段。主要包括实验舱、居住舱、2～3个节点舱和气闸舱等。美国实验舱和居住舱是国际空间站上的核心部件之一，实验舱可提供优越的科学研究环境；居住舱内有厨房、休息室、卫生间等生活设施，可乘4人。这2个舱段均长8.36 m，直径4.42 m，实验舱质量为15.5 t，居住舱为16.1 t。节点舱均长4.42 m，直径4.82 m，每个舱段上有6个直径2 m的对接口。“节点”1号舱与一个用于航天员舱外活动的气闸舱及一个带7个窗户的穹顶结构相联。



美国实验舱内视

（撰写：吴　文　审订：李双庆）

guoji kongjianzhan ouzhou shiyancang

国际空间站欧洲实验舱　European experiment module of In-



欧洲实验舱

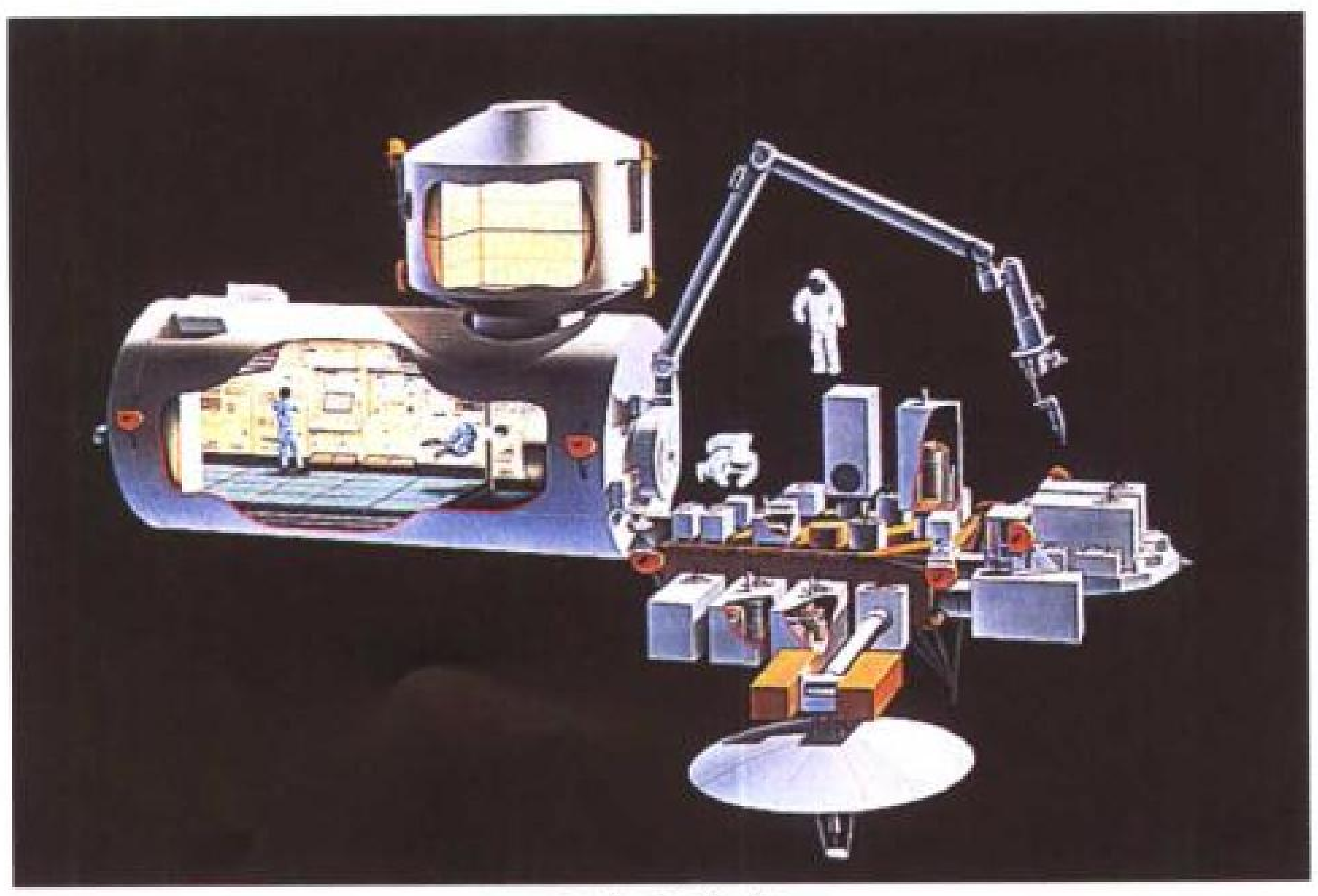
G

ternational Space Station 即“哥伦布”实验室。欧洲在国际空间站上的核心设施。它有自己的生保系统，可提供实验所需要的设施、电力、计算机、音频和视频系统以及数据传输系统。该实验舱可进行材料、生命科学和物理学研究。实验舱长6.6 m，直径4.5 m，发射质量12.77 t，其中包括2.5 t的有效载荷。实验舱的电力为20 kW，可容纳3名乘员，寿命为15年，将于2004年由美国的航天飞机发射。

（撰写：吴 文 审订：李双庆）

guoji kongjianzhan Riben shiyancang

国际空间站日本实验舱 Japanese Experiment Module of International Space Station 日本为国际空间站建立的一个实验舱段。日本实验舱由4部分组成：增压舱、补给舱、暴露平台和遥控机械臂，总重26.5 t。增压舱是一个实验室，航天员可在其中完成材料实验和生物技术实验等，为圆柱体，长11.2 m，内径4.2 m，重15.2 t。暴露平台用于进行材料实验、科学观测、通信实验和其他要求在微重力和高真空环境中从事的活动。补给舱是一个用于储存和补给实验样品、各种材料和消耗品的容器，为圆柱体，长3.9 m，内径4.2 m，质量5.0 t。日本实验舱一般情况下可容纳2名乘员，极限条件下可容纳4名乘员，寿命超过10年。该舱计划于2003年发射。



日本实验舱

（撰写：吴 文 审订：李双庆）

gouji ridi wuli jihua

国际日地物理计划 International Solar-Terrestrial Physics (ISTP) program 一项有多国参与、旨在加深对地球复杂的等离子体环境的认识的系列卫星计划。目前已有“太阳与日光层观测台”(SOHO)、“团星”2、“地磁尾”和“极”等探测卫星在轨运行。另有一些相关地面观测和理论研究工作也在和这些卫星计划配合进行，使卫星探测数据更加完整和更有价值。所有这些卫星观测、地面观测和理论研究工作结合起来，将使科学家能更深入地认识日地间质量、动量和能量的产生、流动和耗散，从而极大地促进日地空间物理学的发展。

（撰写：曹晋滨 审订：孙广勃）

guoji tongxin weixing

国际通信卫星 Intelsat 国际通信卫星组织经营的商用通信卫星系列。该组织始建于1964年，现有成员已达140多个国家和地区，为全球200多个国家和地区提供电话、电报、传真、电视和数据传输等通信业务。“国际通信卫星”迄今共发射了8代，它们代表着世界卫星通信产业发展的典型历

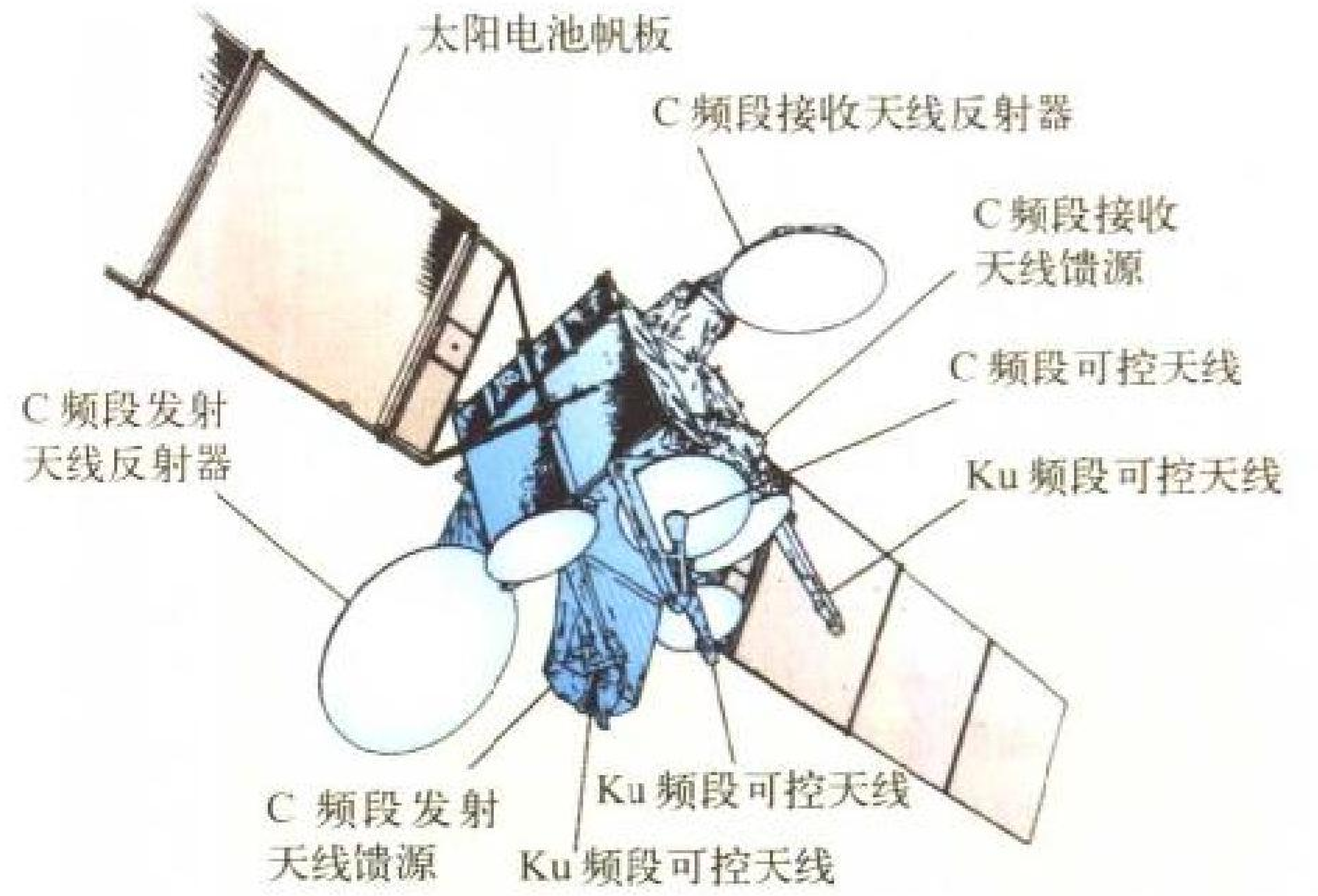


图1 “国际通信卫星”7

程。世界各国几乎都利用这种卫星转播诸如奥林匹克运动会等国际性活动，它为国际社会的信息交流起到了很大的推动作用。1965年4月，国际通信卫星组织发射了“晨鸟”卫星，又名“国际通信卫星”1，正式为北美和欧洲之间提供通信业务。它是世界上第一颗商用通信卫星，是通信卫星进入实用阶段的标志。该卫星的质量为39 kg，只装有两台转发器，容量为240路电话。1967年至1989年，国际通信卫星组织又先后发射了“国际通信卫星”2、3、4/4A和5/5A等4代卫星。1989年10月发射的“国际通信卫星”6装有48台C和Ku频段转发器。它是当时世界上最大的商用通信卫星，主要特点是引入了卫星切换/时分多址技术。1993年10月发射的“国际通信卫星”7安装的转发器有所减少，主要特点是星上装有独立可控的C和Ku频段点波束天线，可改变覆盖区。1997年3月发射的“国际通信卫星”8装有38台C频段转发器和6台Ku频段转发器，Ku频段装有独立可控的点波束天线，主要特点是增强了卫星新闻采集业务和视频业务的直播能力。截至20世纪末，国际通信卫星组织有17颗卫星在轨工作，其中第五代卫星1颗，第六代卫星5颗，第七代卫星7颗，第八代卫星4颗。由美国劳拉空间系统公司承造的第九代卫星——“国际通信卫星”9将陆续发射。

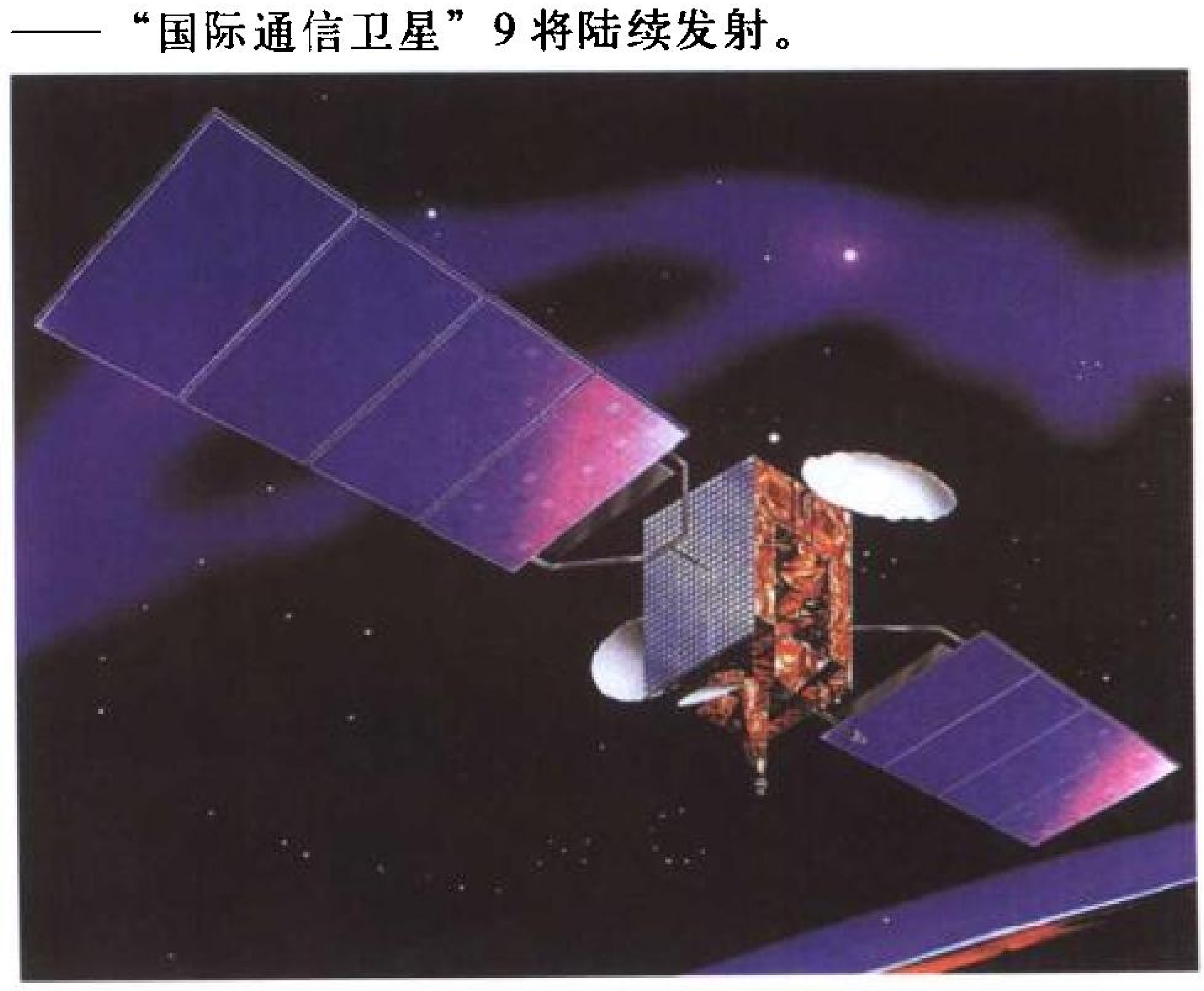


图2 “国际通信卫星”8A

（撰写：张照炎 审订：王景泉）

guojia daodan fangyu xitong

国家导弹防御系统 National Missile Defense (NMD) system



NMD 系统组成部分

特指在美国弹道导弹防御计划中的一种保护美国本土免遭有限数量的洲际弹道导弹弹头袭击的地基反导拦截武器系统。该防御系统主要由5大部分组成：(1) 地基拦截弹 (GBI)；(2) 作战管理与指挥、控制、通信系统 (BM/C^3)，包括多个"飞行中拦截弹通信系统"(IFICS)；(3) X 波段地基雷达；(4) 改进的地基预警雷达；(5)"国防支援计划"(DSP) 预警卫星或未来的"天基红外系统"(SBIRS)。

（撰写：万自明　审订：成楚之）

guonei tongxin weixing

国内通信卫星 domestic communication satellite　波束覆盖本国领土的通信卫星。这类卫星一般需部署于最靠近该国领土上空的地球静止轨道位置，以保证卫星天线波束覆盖该国领土，并使国内通信用户地面终端天线有较高的通信仰角。国内通信卫星在20世纪70年代、80年代发展最为迅速，除发达国家外，许多发展中国家也建立了自己的国内通信卫星系统。现在国内通信卫星的拥有和应用程度，已成为一个国家通信现代化水平的重要标志。不少国家的国内通信卫星除覆盖本国领土外，还覆盖相邻国家或地区，使其成为区域卫星通信系统。国内通信卫星的发展，大大推动了通信卫星产业化及商业化的进程，加速了卫星制造业的进步。今后国内通信卫星的发展主要是提高卫星在轨工作寿命，增大通信容量，开发新业务。

（撰写：王景泉　审订：张照炎）

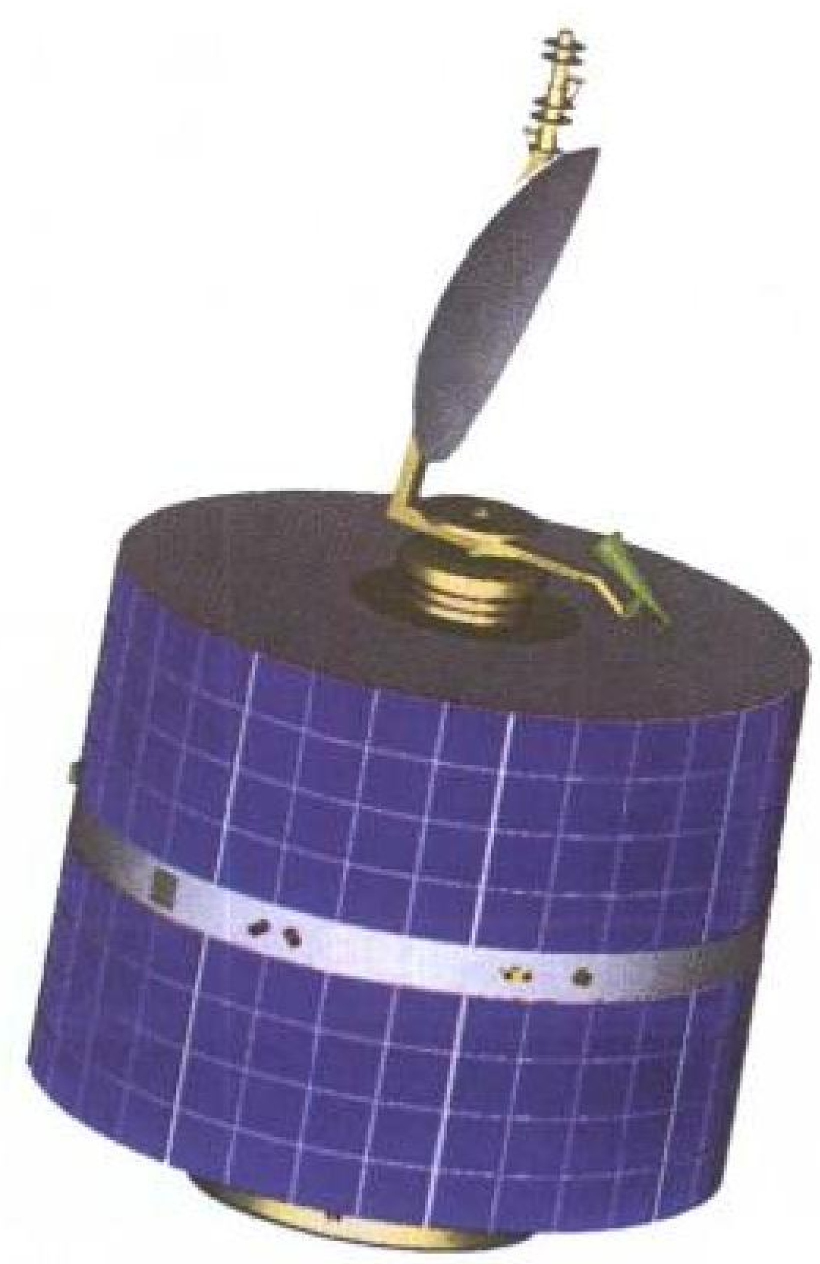


图1"东方红"2号甲通信卫星



图2"东方红"3号通信卫星

guotu fangkong xitong

国土防空系统 national air defense system　为保卫本国领空不受侵犯而建立的防空系统。它包括区域防空和要地防空。国土防空系统由对空监视预警系统、指挥控制通信系统、拦截器系统及民防系统组成。它把全国范围的区域防空和要地防空联成一体，实施统一作战指挥时称国家级防空体系。它的主要任务是对全国防空部队进行统一指挥，除及时向各个战术防空系统发布作战命令、指示空中目标和评估作战效果外，还可以及时调动歼击机向空袭密集区进攻，增强该地区的防空火力，并使空袭机群分散，有利于地面防空火力拦截。

（撰写：成楚之　审订：林玉琛）

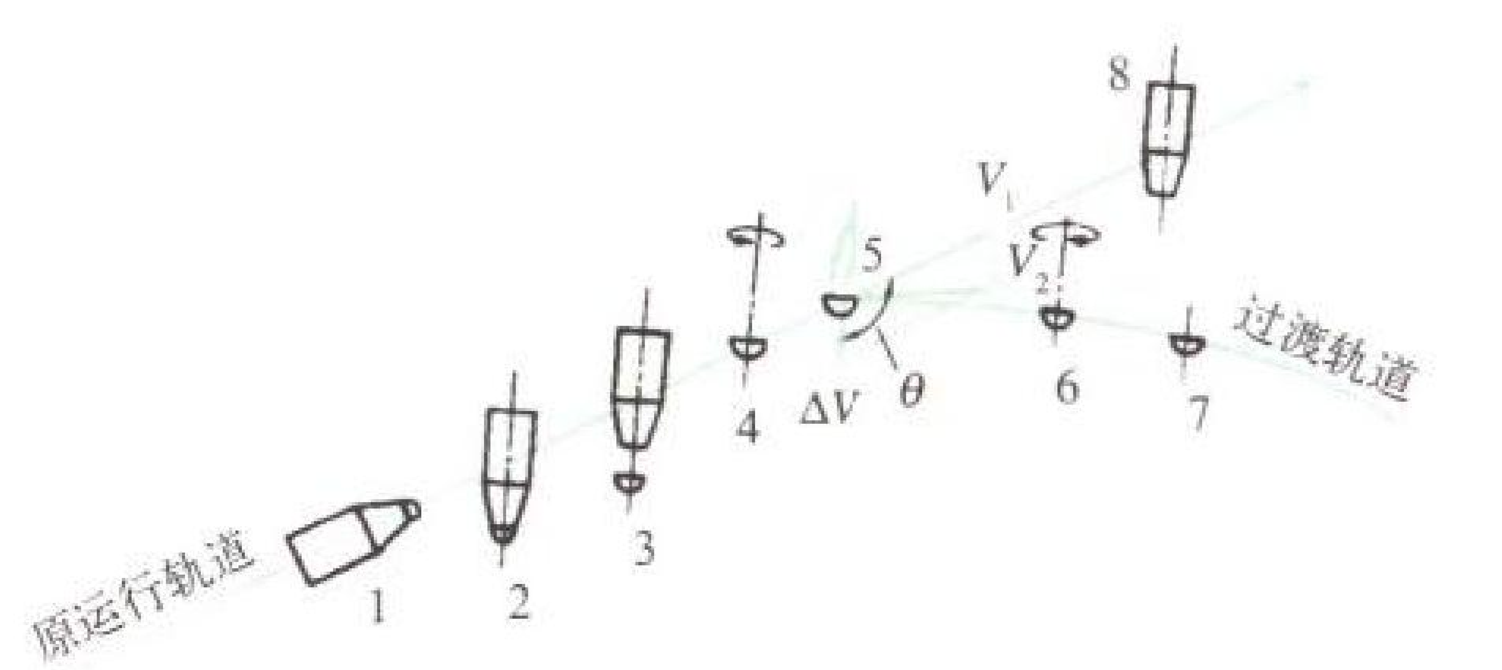
guocheng kongzhi xitong

过程控制系统 process control system　控制某一随时间变化的过程的自动控制系统（参见*自动控制系统*）。过程控制系统最为广泛的使用领域是生产过程。在实际的生产过程中，往往有多个输出变量需要控制，同时又有多个控制量，这些输入输出变量之间又往往是交互影响（即耦合）的。生产过程的另一个特点是控制对象的分布性。生产过程中的输出变量往往分布在厂区不同的地方而且有一定的距离。生产过程的第三个特点是生产的实时性、连续性和流水作业，产品的质量、产量和效率等都和多种因素有关，系统输出变量的期望值需要综合确定。同时，生产过程往往还有易燃、易爆的特点，对过程控制系统的可靠性要求极高。为适应生产过程的上述特点，过程控制系统广泛采用集中管理、分散控制的集散系统（DCS）。随着测量仪表及控制仪表智能化程度的不断提高，现场总线得到广泛应用，成为过程控制系统的最新发展趋势。

（撰写：钱唯德　审订：王京武）

guoduduan

过渡段 transition phase　返回器在返回过程中从离轨段结束到再入段开始的阶段。返回器在地球稠密大气层外沿过渡轨道返回时，基本按天体力学规律运动。离轨段的结束点不同，



飞船从月球返回地球示意图

1—在轨道上运行；2—调整返回姿态；3—返回舱与设备舱（服务舱）分离；4—自旋；5—制动火箭点火；6—消旋；7—返回舱沿过渡轨道下降；8—设备舱（服务舱）继续在轨道上运行

返回器沿过渡轨道段的航程长短也相差悬殊。从月球返回时，过渡轨道段的航程长达约40万千米，历时约60 h。根据需要，返回器在途中（即过渡段）可再次借助变轨发动机进行轨道修正，以保证返回器进入再入走廊。环地轨道返回的过渡段较短，仅数百千米至数千千米，历时几分钟至几十分钟，返回器在过渡段不再作轨道修正，而由控制离轨条件等来保证其安全返回。参见航天器返回技术。

（撰写：李颐黎　审订：李大耀）

guodu guidao

过渡轨道　transfer orbit　见转移轨道。

guojindidian shike

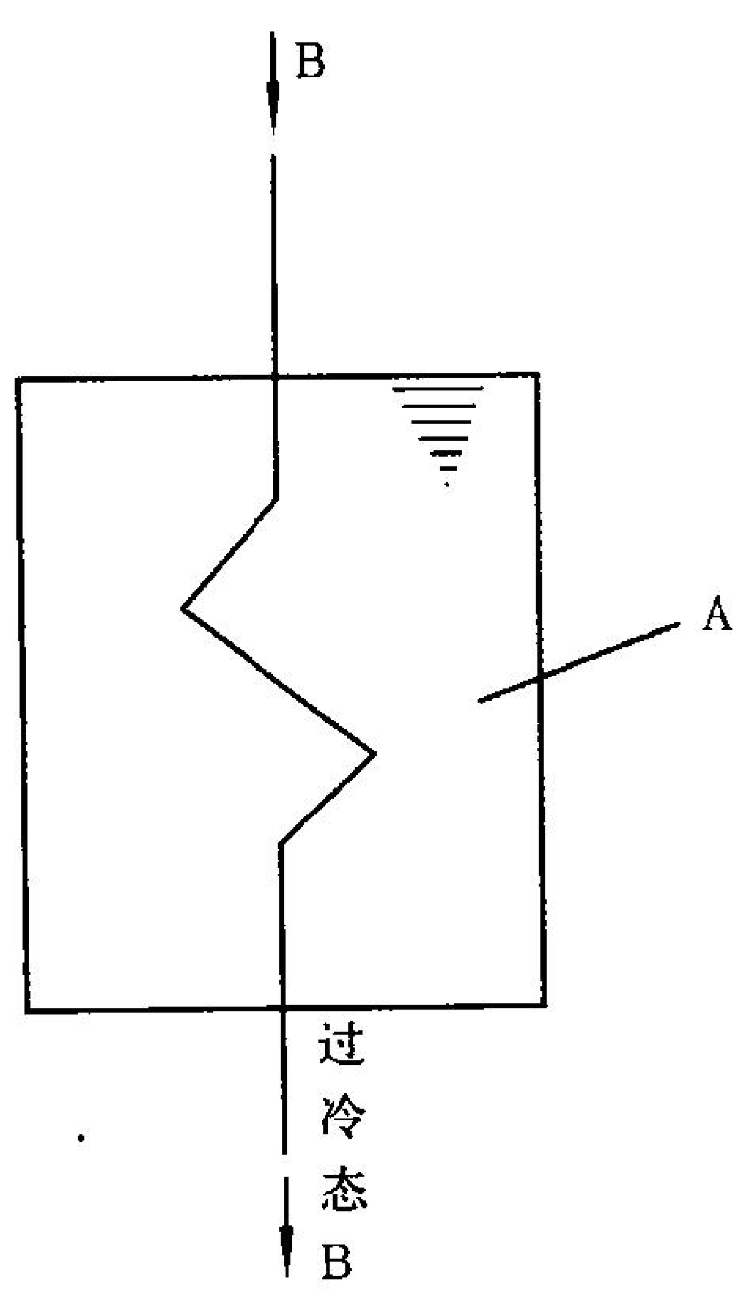
过近地点时刻　time of perigee passage　卫星经过近地点的时刻，以年、月、日、时、分、秒表示。它是轨道的6个要素之一，作为卫星运动时间的起算点与其他5个要素（常数）一起来完整地描述轨道。过近地点时刻后的时间长度可表明卫星在轨道上的位置，它也可用平近点角来代替。平近点角就是假想的轨道周期与真实卫星相同的卫星围绕地球中心作等角速度运动时，以近地点到地心的直线为基准，假想卫星在任意时刻所转过的角度。若卫星通过近地点的时刻为t_p，卫星的平均角速度为n,则于任意时刻t，平近点角M的表达式为

$$M=n\,(t-t_p)$$

（撰写：王乃洪　审订：刘恒振）

guolengqi

过冷器　subcooler　使饱和的液态气体获得过冷（低于其饱和温度）或使其过冷度（低于饱和状态温度的程度）增加的热交换装置。例如，利用某种液态气体A的气化潜热，吸收经过该液态气体容器的另一种液态气体B的部分热量，使液态气体B的温度降至它的沸点以下，以达到过冷态，则该装置称为B液态气体过冷器。该过冷器可用在运载火箭发射场的液氧加注系统中。当向运载火箭补加液氧时，该股液态氧（标准大气压下沸点为90.17 K）流经冷源为液态氮（标准大气压下沸点为77.35 K）的过冷器，利用液态氮的气化潜热，吸收液态氧的部分热量，使液态氧过冷至80～83 K，然后补加到运载火箭液氧贮箱内，以满足运载火箭总体对液态氧品质的特定要求。



液态气体B过冷器原理图

（撰写：叶政学　审订：包元吉）

guopengzhang

过膨胀　over expansion　发动机喷管出口压强小于发动机所在环境压强的一种工作状态。过膨胀状态工作会使发动机推力产生一定的损失，是不希望的工作状态，但发动机在实际工作或试验时会产生这种情况。例如，为了使发动机在实际飞行高度的环境压强下能产生较大的推力，喷管扩张比要比地面工作的发动机选取得大一些，使燃气能得到充分的膨胀，这样喷管出口压强就会小于地面的环境压强，而当该发动机在地面试验时喷管就工作于过膨胀状态。另外，导弹或火箭在地面起飞后高度不断增加，环境压强不断减小，综合考虑喷管效率，往往喷管的工作状态会从地面的过膨胀逐渐达到最佳膨胀，而后变成欠膨胀。在过膨胀工作状态下，喷管出口气流会产生斜激波，其强度取决于过膨胀程度。在过膨胀程度较小时，斜激波不会进入喷管，出口气流只发生一定的收缩，如图1所示。这时推力的损失较小。在过膨胀程度较大时，喷管内附面层中气流的动能不足以克服激波后的压强梯度，气流就会与喷管壁面发生分离，激波进入喷管内部，如图2所示。这时喷管扩张段后部气流流场将产生很大变化，会引起喷管在分离处的过度烧蚀和推力的急剧下降。

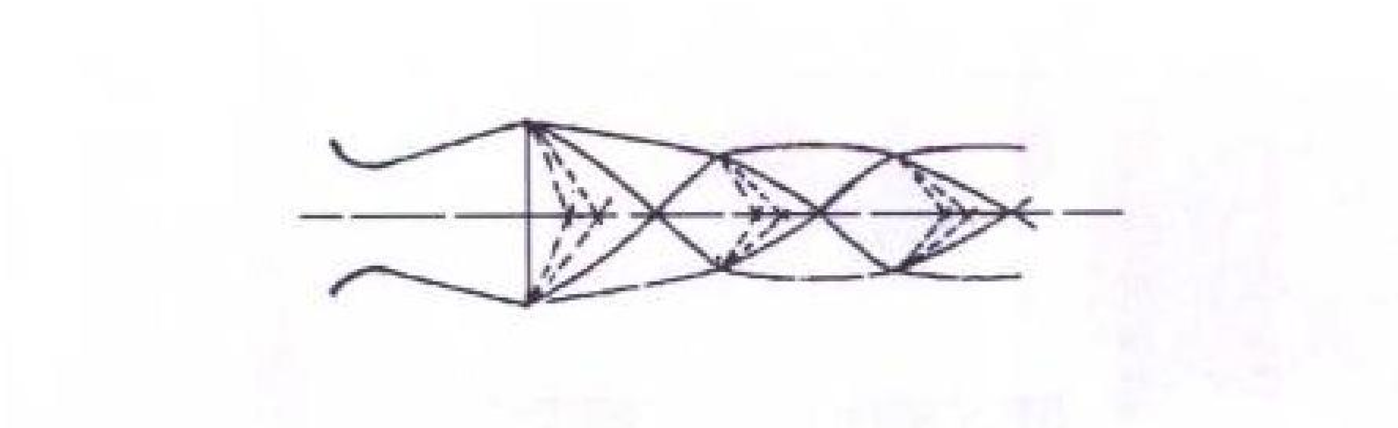


图1 喷管出口气流较弱的过膨胀状态

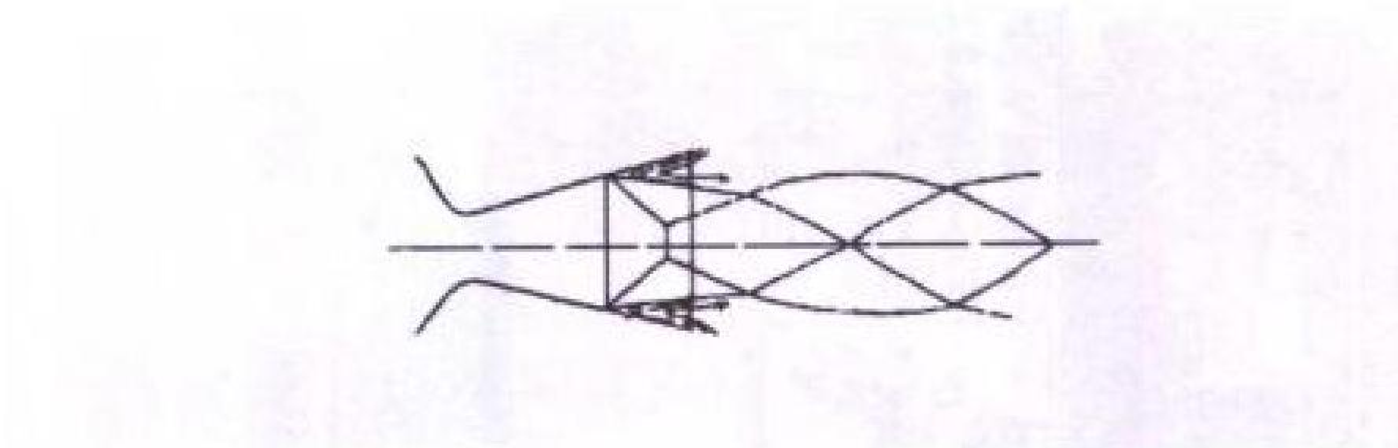


图2 喷管出口气流较强的过膨胀状态

（撰写：黄坚定　审订：刘志武）

guoyanghuaqing

过氧化氢　hydrogen peroxide　一种既可作为单组元推进剂又可作为氧化剂的可贮存液体推进剂，分子式为H_2O_2。它是一种无色透明液体，沸点为423.2 K，冰点为272.6 K，密度为1.44 g/cm^3（298 K时）。过氧化氢分子内含有47%活性氧。它本身不能燃烧，但它分解放出的氧能强烈助燃。它对热、杂质和尘埃等均很敏感，极易引起分解。过氧化氢属于四级低毒物质，空气中最高允许浓度为1×10^{-6}。过氧化氢既可作为氧化剂，与煤油或酒精等组合成双组元推进剂，也可作为单组元推进剂。用作火箭推进剂的过氧化氢，其浓度为70%～98%。浓度为80%的过氧化氢沸点为405 K，冰点为250.8 K，密度为1.34 g/cm^3（298 K时），经催化分解，可作为推动涡轮的工质。浓度更高的过氧化氢可作为姿态控制用的单组元推进剂。

（撰写：张起源　审订：胡平信）

guozai

过载　overload　除重力外，作用在导弹、火箭或航天器等飞行器上的所有外力的矢量和与飞行器质量之比。过载是一个矢量。对导弹而言，在工程设计中，按其在弹道坐标系上的投影可分为切向过载和法向过载；按在弹体坐标系上的投影可分为纵向过载、横向过载和侧向过载。过载是导弹、火箭和航天器设计的基本参数之一。

（撰写：羌锣　成楚之　审订：彭冠一）

guozai xishu

过载系数 overload factor 因外力(除星体引力外)作用于飞行器而产生的加速度值(按m/s^{2}计)除以标准重力加速度 g (9.80665 m/s^2)所得的比值，是一个无量纲值，常用 n 表示。该值能大体反映飞行器在各种运动状态下，结构中所承受的力与它放置在地球表面时因自身重量而导致的结构中所承受的力的比。要使飞行器飞离地球表面，必须加上大于自身重量的力，为此飞行器结构就得承受超出它放置在地球表面时因自身重量而要承受的力。过载系数就是描述这种状态的物理量。 (撰写：朱礼文 审订：周锦扬)

guozai yinqi de yishi sangshi

过载引起的意识丧失 G-induced loss of consciousness (G-LOC) 头—盆向正加速度($+G_z$)过载所引起的意识突然丧失的知觉变化状态。它按时间顺序分为两期：(1)绝对失能期。$+G_z$停止作用后，意识不能很快恢复，意识丧失时间平均约为15 s；(2)相对失能期。绝对失能期之后，人的意识恢复，但处于精神紊乱和丧失定向能力状态，平均时间也约为15 s，两者合称总失能期。影响G-LOC发生的因素有加速度值、加速度增长率和脑循环代偿能力。G-LOC对航天员的操作能力和工作能力影响十分严重，常可危及飞行安全，导致飞行事故发生。在发射与返回段，航天员要承受正加速度作用，由于人体对胸—背向正加速度 $+G_x$ 的耐受性较强，航天员常采用半仰卧位，后背与舱轴约成75°夹角，通过增加$+G_x$过载分量，减小 $+G_z$ 过载分量，以避免 G-LOC 的发生。

(撰写：蒋昌林 审订：魏金河)



H xilie yunzai huojian

H系列运载火箭 H-series launch vehicle 日本用于发射应用卫星的运载火箭系列。该系列已投入使用的有 H-1 和 H-2 两个型号，在种子岛航天中心发射。H-1 运载火箭于 1986 年 8 月 13 日首次发射，至 1992 年 2 月退役共发射 9 次，全部成功。它采用了液氧／煤油第一级和 9 台固体助推器，第二级采用 LE-5 液氢／液氧低温发动机，并可加装固体发动机第三级。H-1 的地球静止轨道运载能力为 0.55 t，低地轨道运载能力为 3.2 t。H-2 为两级运载火箭，1985 年正式开始研制，1994 年 2 月 4 日首次发射，至 1999 年底共发射 7 次，两次失败。它的第一级采用了 LE-7 分级燃烧循环液氢／液氧低温发动机，海平面平均推力 843.4 kN。第二级的 LE-5A 发动机由 LE-5 改进而来。H-2 还捆绑有两台大型固体火箭助推器，单台海平面平均推力 1560 kN。H-2 的低地轨道运载能力为 10 t，地球静止轨道运载能力为 2 t。目前日本正在研制成本更低、性能更高的 H-2A 运载火箭，它在设计上追求简单而可靠，基本型捆绑两台固体火箭助推器，助推器及第一和第二级推力均有较大幅度提高，地球同步转移轨道运载能力为 4～4.5 t。通过另外捆绑固体和液体助推器，H-2A 还可形成运载能力更高的其他型号。截至 2000 年底，H 系列运载火箭共发射 16 次，失败两次，成功率为 87.5%。



H-2 运载火箭

（撰写：孙广勃　审订：李双庆）

haijun quyu fangyu xitong

海军区域防御系统 Navy Area Defense System 即美国海军低层防御系统。它与海军全战区防御（高层）系统相配合，共同组成美国海军战区双层导弹防御系统。两者都是在原“宙斯盾”舰空导弹防御系统的基础上发展起来的。海军区域防御系统的拦截弹是以最新“标准”导弹方案 SM-Block Ⅳ 为基础，进一步研制改进而成，代号为 SM-Block ⅣA。它除增大了速度和射程外，主要改进包括：采用红外成像导引头，提高控制系统快速性，使制导精度和反应速度明显提高；引信改为可调的，以适应拦截不同目标的需要；杀伤破片质量增大，以满足摧毁硬目标，尤其是核、生、化弹头的要求。该系统能拦截 30～40 km 高度的战区弹道导弹，也能拦截处于掠海高度的巡航导弹和中高空的飞机等各种空中目标。它的防御区域大约为 17000 km^2，远大于“爱国者”PAC-3 的防御范围（约 6000 km^2），因此属于区域防御系统。该系统沿用和继承了“宙斯盾”防空系统的许多先进技术，已经进行过多次拦截试验，技术比较成熟。海上导弹防御系统可以先期到达战区附近海域，不受陆基系统需经当事国的事先同意才能部署的制约。如果导弹是从海域上空来袭，海上防御系统可以提前对其实施／探测、跟踪和拦截，因而有利于扩大防御范围。

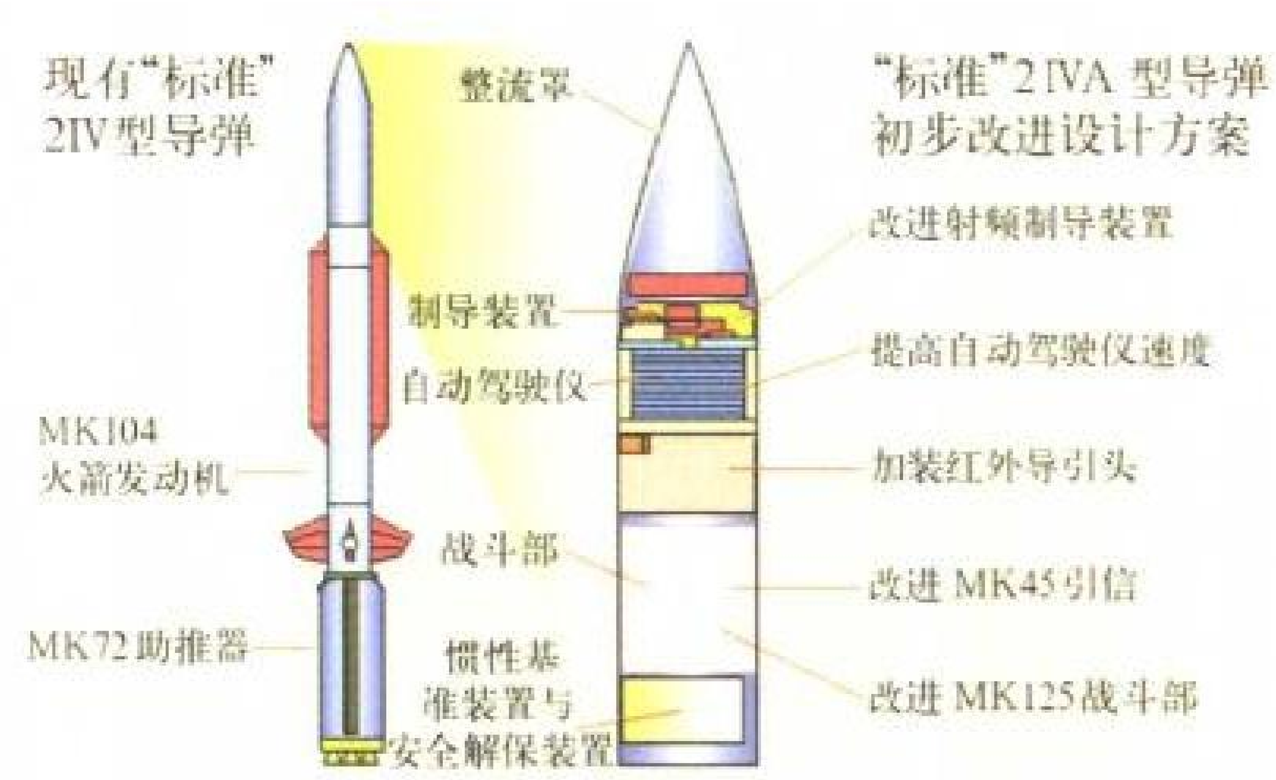


图 1　海军区域防御系统的“标准”2 ⅣA 型导弹



图 2　海军区域防御系统进行发射试验

（撰写：谭学习　审订：王毓兰）

haijun quanzhanqu fangyu xitong

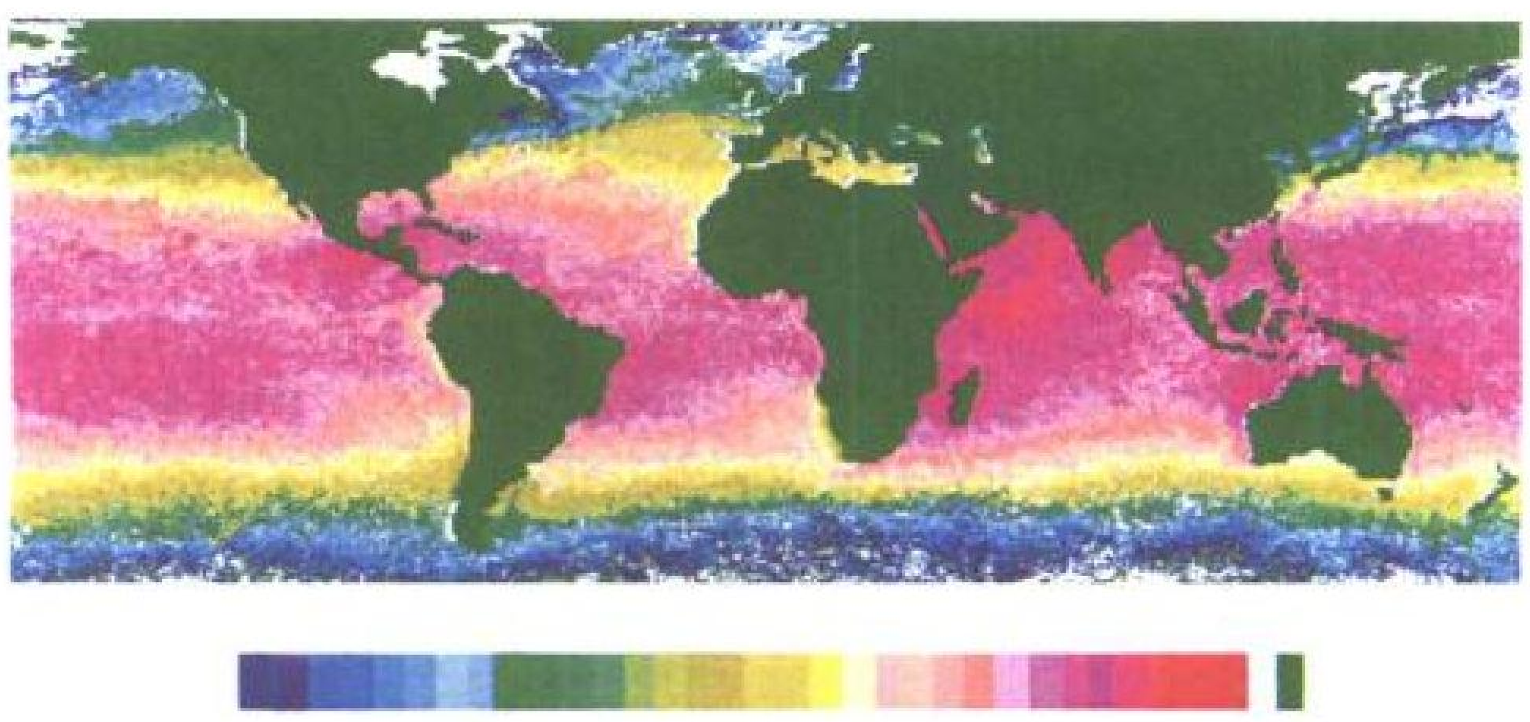
海军全战区防御系统 Navy Theatre Wide Defense System 又称海军上层（广域）弹道导弹防御系统。美国海军研制的一

种对付战区弹道导弹威胁、提供上层保护的舰载反导系统。该系统以海军现有的“宙斯盾”为基础，由改进的AN/APY－1雷达及“宙斯盾”作战系统、新的“标准”－3导弹等组成。“标准”－3导弹是利用“大气层外轻型射弹”(LEAP)技术和“先进的轴向级固体火箭”发动机组成的一种先进动能拦截弹。该系统能够拦截在大气层外飞行的上升段至下降段的战术弹道导弹弹头，具有很大的保护区域。

（撰写：万自明　审订：成楚之）

haimian wendu

海面温度　sea surface temperature　通过气象卫星观测海洋表面热辐射量，经反演得到的海面温度值。气象卫星携带的扫描辐射计敏感地球及大气在3.7 μm和10.5～12.5 μm大气红外窗区的放射辐射，由普朗克公式换算成等效辐射温度（亮度温度），经云检测获得晴空像元，再对其亮温值进行大气削弱订正，即可获得真正的海面温度测值。海面温度在全球气候研究、海洋环境变化预测、天气分析和预报、海洋学研究、渔业捕捞等领域具有极其重要的应用价值。中国气象局国家卫星气象中心从1988年开始先后建立了极轨和静止气象卫星海面温度业务产品处理系统，1999年“风云”1号C(FY－1C)极轨气象卫星发射成功后，可提供全球范围的海温分布。最近20多年来，随着气象卫星上的传感器和资料处理方法的不断改进，全球海面温度产品精度随之不断提高，例如美国业务使用的非线性海面温度反演法给出的海面温度精度已达0.5℃左右。



全球海面温度月平均图(FY-1C, 2000年4月)

（撰写：陈维英　审订：范天锡）

haipingmian bichong

海平面比冲　sea level specific impulse　海平面条件下每秒消耗单位质量推进剂产生的推力。海平面条件是指海拔高度为零、大气压强p_{amb}=0.1013 MPa、大气温度为15℃。由于比冲随p_{amb}的减小而增大，对于同一发动机在不同p_{amb}（相当于不同海拔高度）下的比冲不相同。为便于比较，通常要求将不同p_{amb}下获得的比冲换算成海平面条件下的比冲，作为一种标准值使用。换算公式为

$$I_{ssl} = I_s C_{Fsl} / C_{Fth}$$

式中 I_{ssl}和C_{Fsl}为海平面条件下的实际比冲和理论推力系数；I_s和C_{Fth}为试验条件下的实测比冲和理论推力系数。C_{Fth}和C_{Fsl}用下式表示

$$C_{Fth} = \Gamma\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} + \frac{A_e}{A_t}\left(\frac{p_e}{p_c}-\frac{p_{amb}}{p_c}\right)$$

$$\Gamma = \sqrt{\gamma}\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

式中 γ为比热比；Γ为比热比函数；p_e为喷管出口压强；p_c为燃烧室压强；A_e为喷管出口截面积；A_t为喷管喉部截面积。将试验条件下的大气压强p_{amb}代入上式，即可得试验条件下的理论推力系数C_{Fth}，将海平面条件下的大气压强(p_{amb}=0.1013 MPa)代入上式，即可得海平面条件下的理论推力系数C_{Fsl}。

（撰写：黄祖蔚　审订：刘霓生）

haipingmian tuili

海平面推力　sea level thrust　火箭发动机在海平面标准大气压条件（即标准大气压强为0.1013 MPa、环境温度为15 ℃）下工作时产生的推力。由于发动机推力随环境大气压强变化，为便于将发动机在不同环境大气压强下的试验结果进行比较，常换算成同一标准条件即海平面条件。环境大气压强对推力的影响可用近似计算公式修正

$$F_{sl} = F_g - A_e(p_{sl} - p_{amb})$$

式中 F_{sl}为海平面推力；F_g为地面推力；A_e为喷管出口截面积；p_{sl}为海平面大气压强；p_{amb}为地面环境大气压强。

（撰写：张明信　审订：黄祖蔚）

haishang huishou

海上回收　recovery on the sea　返回器在着陆段经进一步减速后安全降落到海上，并被取回的过程。海上回收的主要技术环节是返回器的减速、溅落、漂浮、标位和打捞。减速通常采用降落伞系统，使返回器的速度从高亚声速减至安全降落的速度。无自浮能力的返回器，必须配备气囊之类的装置，使回收物漂浮于水面。为了便于寻找目标，返回器一般采用海水染色剂、闪光灯、无线电信标机、气囊等作为标位装置。海上回收的主要优点是：海水能起缓冲作用，返回器溅落冲击过载小于陆上着陆冲击过载，所以气动力减速装置的质量和体积可以做得较小。另外，海上视野广阔，目标容易被发现，飞机和船只便于接近，不像陆上回收要受地形地貌的阻碍和影响。但海上执行回收打捞作业要动用船只和飞机，费用昂贵，还要受气象和海况的限制和影响。此外，返回器裸露的部分经海水浸泡会被腐蚀，这对要求重复使用的产品将产生不利影响。美国的返回式卫星和载人飞船一般选择在海上回收。



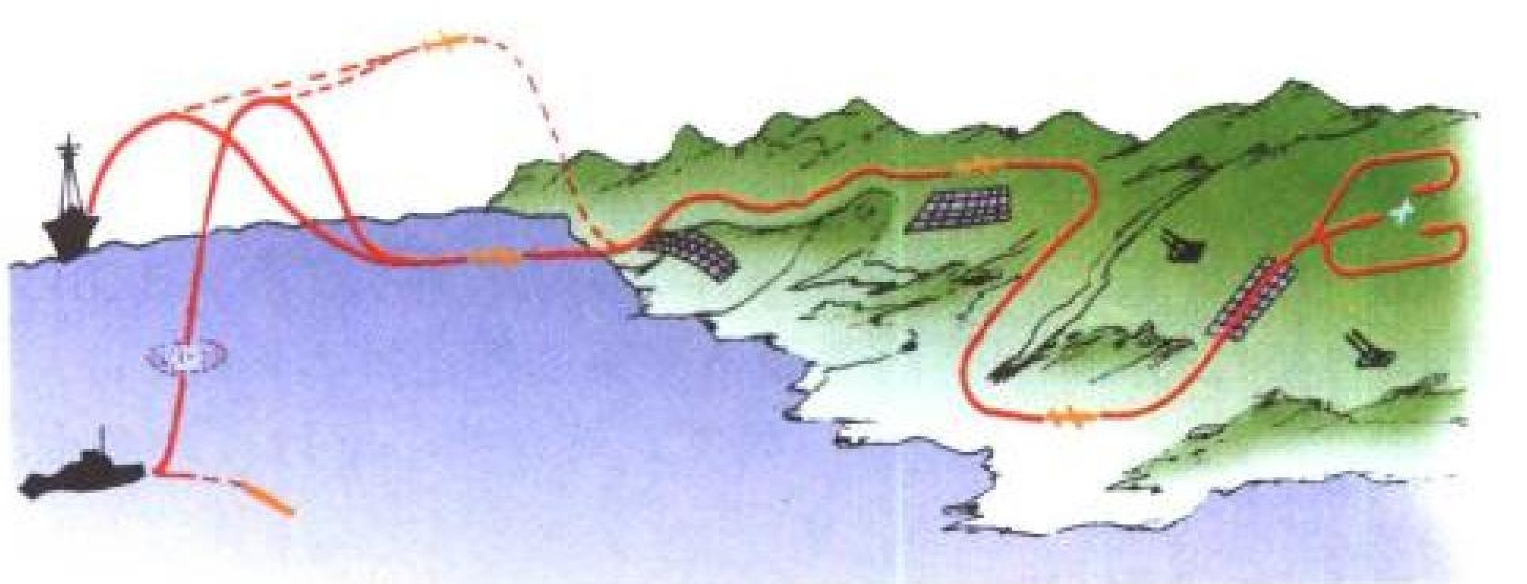
“阿波罗”飞船海上回收

（撰写：林斌　审订：李大耀）

haishe xunhang daodan

海射巡航导弹　sea-launched cruise missile (SLCM)　从海上发射，兼有对地、对海双重攻击能力的多用途巡航导弹，属现代巡航导弹之一。海射巡航导弹按发射平台分舰射和潜射型；按目标位置分对陆攻击和对海攻击型；按携带的战斗部，分

H



典型海射巡航导弹对陆攻击示意图

核攻击和常规攻击型。现代海射巡航导弹以小涡扇发动机、先进微电子技术、精确地图测绘技术、数字式地形和景像匹配制导技术、卫星导航定位技术、小型化弹体设计技术和隐身技术等为基础，按多用途、模块化、系列化原则，对导弹的气动外形、结构尺寸、质量、舱段安置进行统筹安排，将舱段接口尺寸和连接模数标准化，形成一个可从多种水面舰船和潜艇发射，既可用于攻击水面舰船，又可攻击多种陆地目标，兼有执行核和常规双重作战能力的多用途巡航导弹系列。为使海射巡航导弹适于从潜艇鱼雷管发射，其弹体多选为装折叠式弹翼的圆柱形；为提高突防能力，采用了超低空掠海或贴地飞行、机动弹道、隐身、变速和电子对抗等综合突防措施。用地形匹配技术或卫星导航定位技术修正惯导系统可使导弹定位精度明显提高。涡扇发动机不仅可以使导弹有更远的射程，而且可明显降低红外信号特征。

（撰写：毕士冠　审订：姚绍福）

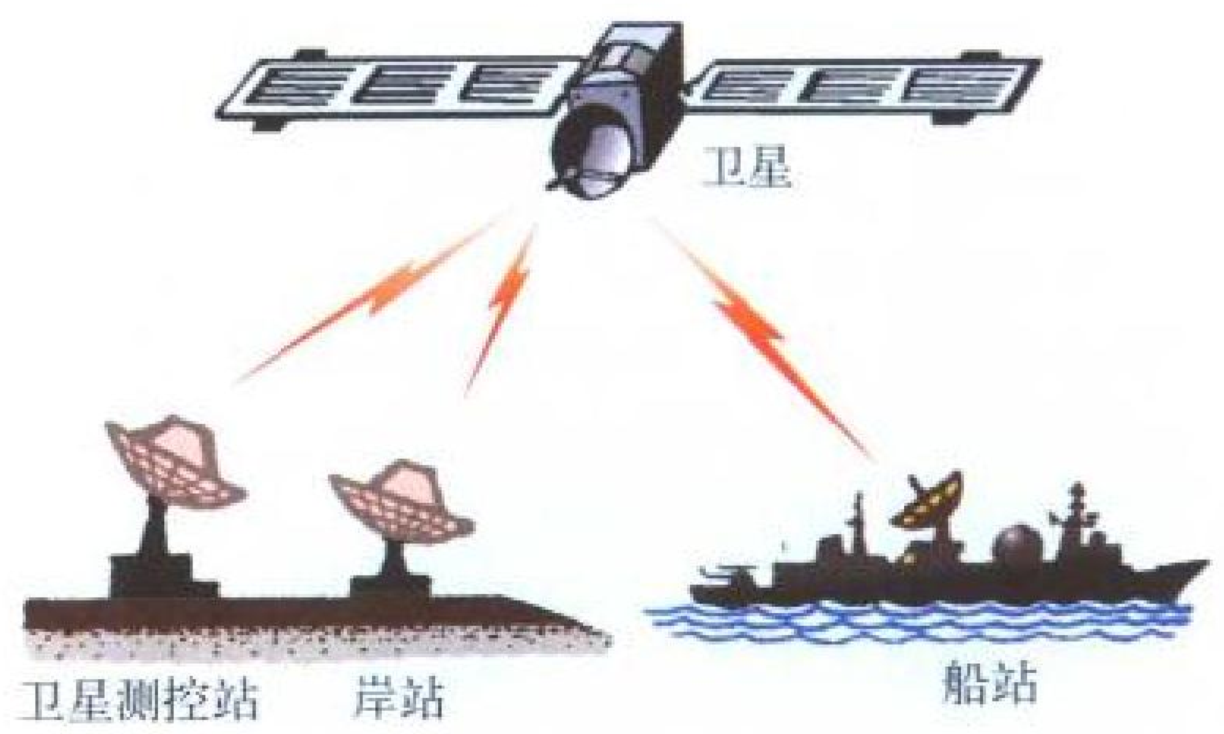
haishi tongxin

海事通信　maritime communication　海上目标（船只、信标台、油气开采平台站等）与海上目标之间、海上目标与岸站之间、岸站与岸站之间或海、岸目标与飞机之间，通过海事卫星或其他手段进行的信息传递。在无线电频段上，早期的海事通信以长波、超长波和短波为主。超长波有穿透海水的能力，主要用作潜艇与岸站之间的通信。长波的地面传播性能好，主要完成船只和岸站之间的通信。短波通过电离层反射实现海上目标与岸站之间的通信。卫星通信的快速发展，使它很快在海事通信领域得到了广泛的应用，进而出现了专门用于海事通信的“国际海事卫星”，现已改称“国际移动卫星”。“国际移动卫星”系统提供电话、电报、数据传输及海上遇险呼救和紧急、安全通信（以电报和话音方式）等业务。除原有的海事通信手段外，海事卫星通信在我国也有很大发展。我国是国际移动卫星组织的成员，建有海事卫星通信地球站。

（撰写：邝振勋　审订：郑松辉）

haishi weixing

海事卫星　maritime satellite　用于海上船只与陆地台站间进行无线电联络的通信卫星。它是一种地球静止轨道移动通信卫星。海事卫星通信系统由两部分组成：空间部分和地球部分。卫星和地面的卫星测控站属于空间部分；岸站和船站属于地球部分。岸站是卫星通信的地面中转站，船站就是海上用户站，设置在航行的船舶和海上浮动平台上。海上船只可根据需求由船站将通信信号发射给海事卫星，经卫星转发给岸站，岸站再通过与之连接的地面通信网络或“国际通信卫星”网络，实现与世界各地陆上用户的相互通信。卫星和船站间的上、下行链路采用L波段，岸站和卫星间的上、下行链路采用C波段。美国、欧空局曾分别发射过各自的海事卫星。1982年，国际海事卫星组织接管了上述卫星系统，建立



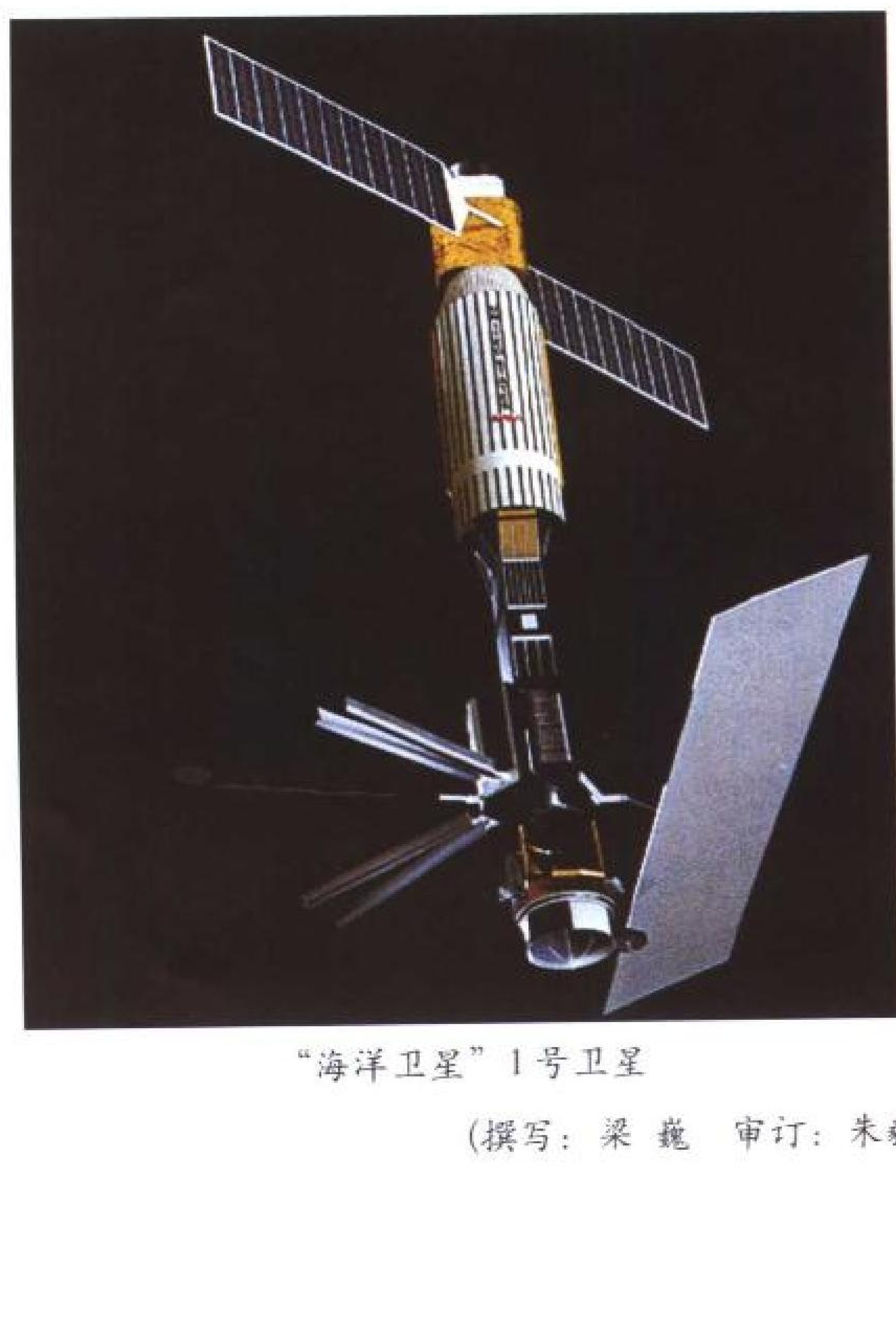
海事卫星通信示意图

了国际海事卫星系统，后来接替的卫星均改名为“国际海事卫星”（现已改称“国际移动卫星”）。现在国际海事卫星通信业务正在逐步扩大，并向航空和陆地移动通信发展。此外，这种卫星还有遇险和紧急情况的救援功能。

（撰写：张照炎　审订：王景泉）

haiyang guance weixing

海洋观测卫星　ocean observation satellite　用于观测和研究海洋的人造地球卫星，简称海洋卫星。卫星利用遥感器获取海面辐射或反射的电磁波信号，发回地面站，经处理后获得反映海洋目标特性的信息。卫星多谱段并用，遥感器以微波遥感器为主，结合光学遥感器，主要有：(1)微波散射计，主要用于测量海面风场；(2)雷达高度计，用于测量海平面高度、海面波高和海面风速等；(3)合成孔径雷达，用于观测波浪的波长和波向，测定波浪谱和内波等海洋现象，监测海冰和海上航运；(4)微波辐射计，用于观测海面温度、海风和盐度等数据；(5)水色扫描仪，能探测水中叶绿素和泥沙含量等。世界上首颗专用的海洋观测卫星——“海洋卫星”1号由美国发射。之后前苏联/俄罗斯、日本、欧洲、加拿大等也相继发射了海洋观测卫星。海洋观测卫星以其快速、连续、大范围和可同时观测多个海洋要素等特点，成为海洋资源和海洋环境监测的重要手段。



“海洋卫星”1号卫星

（撰写：梁巍　审订：朱毅麟）

haiyang jianshi weixing

海洋监视卫星 ocean surveillance satellite 用来监视海面舰船和潜艇活动的侦察卫星。其主要功能有：截收舰船、潜艇通信信号、雷达信号、武器遥测信号（如舰载巡航导弹）等；舰船、潜艇无线电发射源定位；舰船目标外形和类别的成像侦察；海洋环境监测等。按星上遥感器的作用方式不同，分为电子侦察型（被动型或无源型）和雷达型（主动型或有源型）海洋监视卫星。电子侦察型卫星侦收船只、潜艇的雷达信号、通信信号和武器遥测信号，利用多颗卫星以时差定位法测定船只的位置、航向和航速。为探测潜艇，还装备有侦测潜艇尾迹的微波辐射仪和红外扫描仪。雷达型卫星装备合成孔径雷达，能全天候工作，侦测船只的外形和位置，将多次探测数据融合能有效减小或消除海面反射杂波的干扰。为达到最佳侦察效果，一般主动型和被动型卫星协同工作。海洋监视卫星未来的发展趋势是提高对舰船、潜艇的定位精度；成像遥感器向多光谱、超光谱方向发展；卫星任务从单一型向综合型发展；提高星上处理能力，增强信息融合能力，利用成像侦察和电子侦察的融合信息完成海洋监视功能。

（撰写：梁 巍 审订：朱毅麟）

hai gongqi xitong

氦供气系统 helium supply system 以氦气为工作介质的若干设备和系统的组合。该系统用于满足对各种不同状态氦气的需要。以氢氧发动机为动力的运载火箭的地面氦供气系统一般由贮气系统、配气设备、增压系统、气体净化系统、调温和温控系统、输送系统和连接装置等组成。氦供气系统用于氢氧发动机供气时，运载火箭在发射场测试和射前准备阶段一般要实施对氢贮箱的气检、置换、增压和测压；对氦气瓶的气检、置换和充气；对氢氧发动机氢泵腔、氧泵腔、氢主活门后管路，氧主活门后管路和燃气发生器的吹除供气；对火箭的氦气瓶供气；对发动机舱和前底舱的热氦吹除供气等。

（撰写：冯福山 审订：包元吉）

hanxi

汗析 exudation 又称渗出。在贮存过程中，推进剂配方中的某些液体组分迁移到药柱的表面呈汗珠状的现象。双基推进剂中含有较多量硝化甘油，很容易迁移到推进剂表面而产生汗析现象。汗析的结果是使固体推进剂的组成和组分均匀性发生变化，影响推进剂的燃烧性能、力学性能、降低安全性能。为了防止汗析，一般要控制易汗析组分的含量（如双基系列推进剂的硝化甘油含量不宜超过30%），不宜在过低的温度和湿度经常发生变化的条件下贮存固体推进剂。

（撰写：王树声 审订：李谨卫）

hangji zuobiaoxi

航迹坐标系 flight path coordinate system 又称弹道坐标系、半速度坐标系等。原点 O 在火箭（导弹）或其他飞行器的质心，OX 轴沿质心的速度方向，OY 轴垂直于 OX 轴向上，OZ 轴与 OX 轴、OY 轴构成右手直角坐标系的坐标系（见右图）。航迹坐标系与发射坐标系的相互关系可用弹道倾角和弹道偏角表示。它常用于描述质心运动和研究飞行稳定性。（撰写：余梦伦）

hanglu jiejing

航路捷径 course shortcut 导弹发射点至空中目标的航向在水平面上投影的垂直距离。航路捷径是防空导弹拦截目标能力的一个重要参数，它的大小标志着水平拦截空域的大小。如果航路捷径很大，甚至接近最大拦截距离，则拦截空域的水平剖面接近一个圆；如果航路捷径很小，则拦截空域在水平剖面上是一个窄条。因此，防空导弹拦截不同的目标，允许的航路捷径也不同。防空导弹允许拦截目标航路捷径的最大值称为最大航路捷径。它是防空武器的一个重要的战术、技术指标。

（撰写：成楚之 审订：金玉华）

hangqu

航区 flight corridor 运载火箭和导弹等飞行器飞行弹道经过的“走廊”形区域，即从发射场区到弹着区或入轨点之间的弹道沿线区域。导弹航区与发射场区和弹着区一起组成导弹试验靶场。航区两侧设置有各种测控和通信台站，对陆上测控设备难以覆盖的飞行段，则设置有测量船和测量飞机，用以对飞行中的火箭和导弹进行跟踪、测量和监控。

（撰写：徐 方 金衡方 审订：雷印西 魏其勇）

H

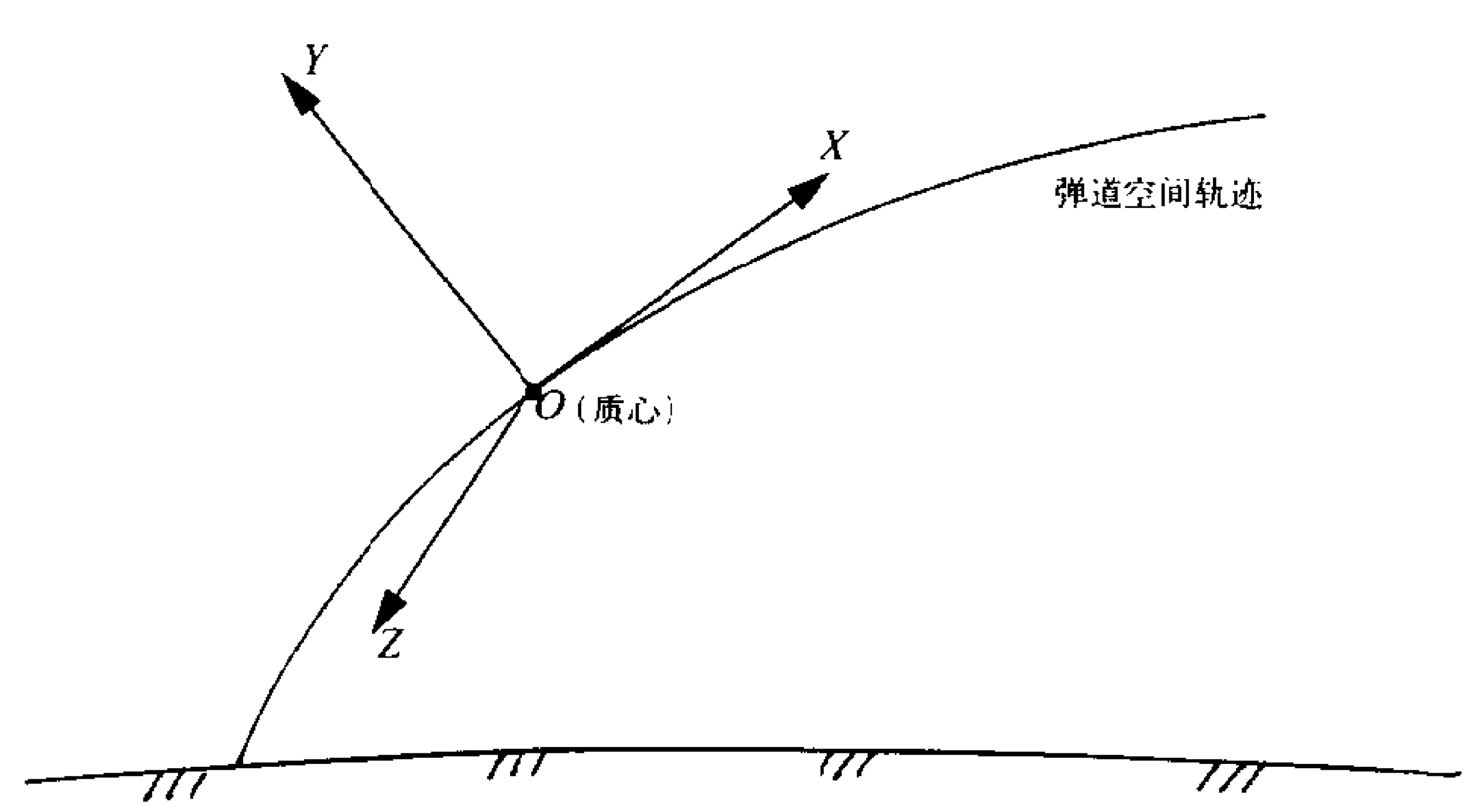
hangqu cekongzhan

航区测控站 tracking, telemetry and command station along flight path 导弹和火箭发射中对弹（箭）进行跟踪、测量和控制的设备组合。航区测控站一般包括遥测接收设备、无线电跟踪测量和遥控设备。遥测接收设备用于获取飞行弹（箭）各系统的工作状态参数和环境数据，为确定弹（箭）性能或进行故障分析提供依据。无线电跟踪测量设备用于测量弹（箭）的瞬时位置和速度。无线电跟踪测量系统通常采用脉冲测量雷达或连续波测量系统。弹（箭）的瞬时位置和速度也可利用弹（箭）载“导航星”全球定位系统转发器或GPS接收机测量。GPS测量精度基本上不随弹道和射向而变，可获得稳定的高精度测量数据。遥控系统是弹（箭）安全控制的重要组成部分，用于对飞行中发生故障的弹（箭）实施安全控制。航区测控站与发射场区和弹着区测控站组成测控网，对弹（箭）飞行全过程进行测量和控制。航区测控站间距和几何分布应满足测量精度需求并具有一定弧段的交叉覆盖。航区测控站根据使用方式可分为固定站和活动站，按站址可分为地基站、船载站和天基站（飞机站和跟踪与数据中继卫星）。航区测控站的发展方向是集遥测、跟踪与遥控于一体的统一测控系统。

（撰写：李伟范 审订：李邦复）

hangtian

航天 spaceflight 又称空间飞行或宇宙航行。狭义的指人类在太空的航行活动。广义的指人类探索、开发和利用太空以及地球以外天体的活动。这些活动借助航天器来实现。包括环绕地球的运行、飞往月球或各大行星的航行（包括环绕天体



航迹坐标系示意图

运行，从近旁飞过或在其上着陆）、行星际空间的航行和飞出太阳系的航行。航天的基本条件是航天器达到足够的速度，克服、摆脱地球引力或太阳引力。宇宙速度是航天所需的特征速度。在相当长的时间内，航天基本上是在太阳系以内的航行活动。航天是20世纪科学技术进步和社会生产发展的结果，其作用远远超出科学技术领域，对政治、经济、军事以及人类社会生活都产生了广泛而深远的影响。有人把太阳系内的航行活动称为航天，把太阳系外的航天活动称为航宇。

（撰写：孙家栋）

hangtian baoxian

航天保险 space insurance 指在航天活动中对被保险对象因意外事故造成人身伤亡或财产损失所采取的赔偿或补偿行为。目前航天保险包括4类，即航天器发射前保险、发射保险、在轨保险和第三者责任保险。发射前保险是指航天器（卫星）与运载火箭在制造、试验、运输及发射前准备期间，因火灾、爆炸、破坏等偶发事故造成的损失保险。保险责任期通常从航天器及运载火箭制造时开始，到火箭点火时为止。发射保险是指从运载火箭点火时起，到卫星进入预定轨道时止的期间因故障导致损失的保险。在轨保险是指对卫星进入预定轨道开始正常工作后的一定时期内，卫星出现异常，不能满足预定的工作要求和达到预定的工作寿命而引起的损失的保险。卫星在轨保险的典型损坏事例有转发器故障、蓄电池故障、太阳电池功率下降以及燃料泄漏等。第三者责任保险是指对卫星发射准备期间或发射时造成的他人身体伤害和财物损失的保险。目前，由于不同火箭和卫星可靠性不同，保险费率已由原来的统一保险费率转向根据不同的运载火箭、卫星制造商和卫星用户采取不同的保险费率。

（撰写：卢 波　审订：朱毅麟）

hangtian binglixue

航天病理学 space pathology 研究航天或模拟状态下动物和人体（主要是动物）各系统的病理变化规律及其机理的学科。航天实践中常用大鼠、小鼠、猫、犬、猴、狒狒等动物进行失重或模拟失重研究，并取得丰硕成果。失重飞行大鼠心肌超微结构中线粒体受损、脊断裂、基质密度下降、心肌中肌丝位置异常及心肌萎缩，反映心肌的能量利用和收缩功能可能受损。模拟失重尾吊大鼠身体前部动脉出现肥大性结构改变和神经支配增强，身体后部动脉出现血管萎缩和血管周围神经支配减弱等表现，揭示下肢血管收缩性变化可能在立位耐力下降机制中起重要作用。航天飞行后大鼠比目鱼肌质量下降，肌纤维变细，快肌和慢肌的比例发生变化。对卧床30天的受试者下肢比目鱼肌活组织进行检查发现，肌原纤维分解，局部溶解，“Z”线肥厚层破坏，部分纹带中出现坏死区，反映失重或模拟失重引起肌肉，特别是抗重力肌的萎缩性变化。飞行后大鼠免疫系统病理学研究表明，脾、胸腺、淋巴结等淋巴器官发生萎缩性变化。目前的研究表明，航天中一些生理系统的变化虽然达到病理变化的程度，但返回地球后经过一段时间，这些变化都可以恢复。

（撰写：蒋昌林　审订：魏金河）

hangtian CIMS gongcheng

航天CIMS工程 CIMS engineering in aerospace industry CIMS（计算机集成制造系统）理念、技术、工具等在航天领域的实施应用。CIM的内涵是将信息技术、现代管理技术和制造技术相结合，应用于企业产品全生命周期（从市场需求分析到最终报废处理）的各个阶段。通过信息集成、过程优化及资源优化，实现物流、信息流、价值流的集成和优化运行，达到人／组织、经营管理和技术三要素的集成优化，以改进企业产品（P）、开发的时间（T）、质量（Q）、成本（C）、服务（S）、环境（E），从而提高企业的市场应变能力和竞争能力。CIMS是一种基于CIM 理念构成的“数字化、虚拟化、网络化、智能化、绿色化、集成优化”的制造系统，是信息时代的一种新型生产制造系统。这里的制造是“大制造”的概念。航天CIMS工程具有如下特点：分布CIMS联合体系；项目全生命周期分布管理；支持多层次、分布设计／制造团队协同工作；多学科、分布、协同虚拟样机系统；基于系统仿真的采办；分布、协同、柔性制造系统；支持企业对企业的协同商务；全面质量体系；完善的标准化体系；分布、安全、开放、互操作的集成框架平台。

（撰写：朱文海　审订：李伯虎）

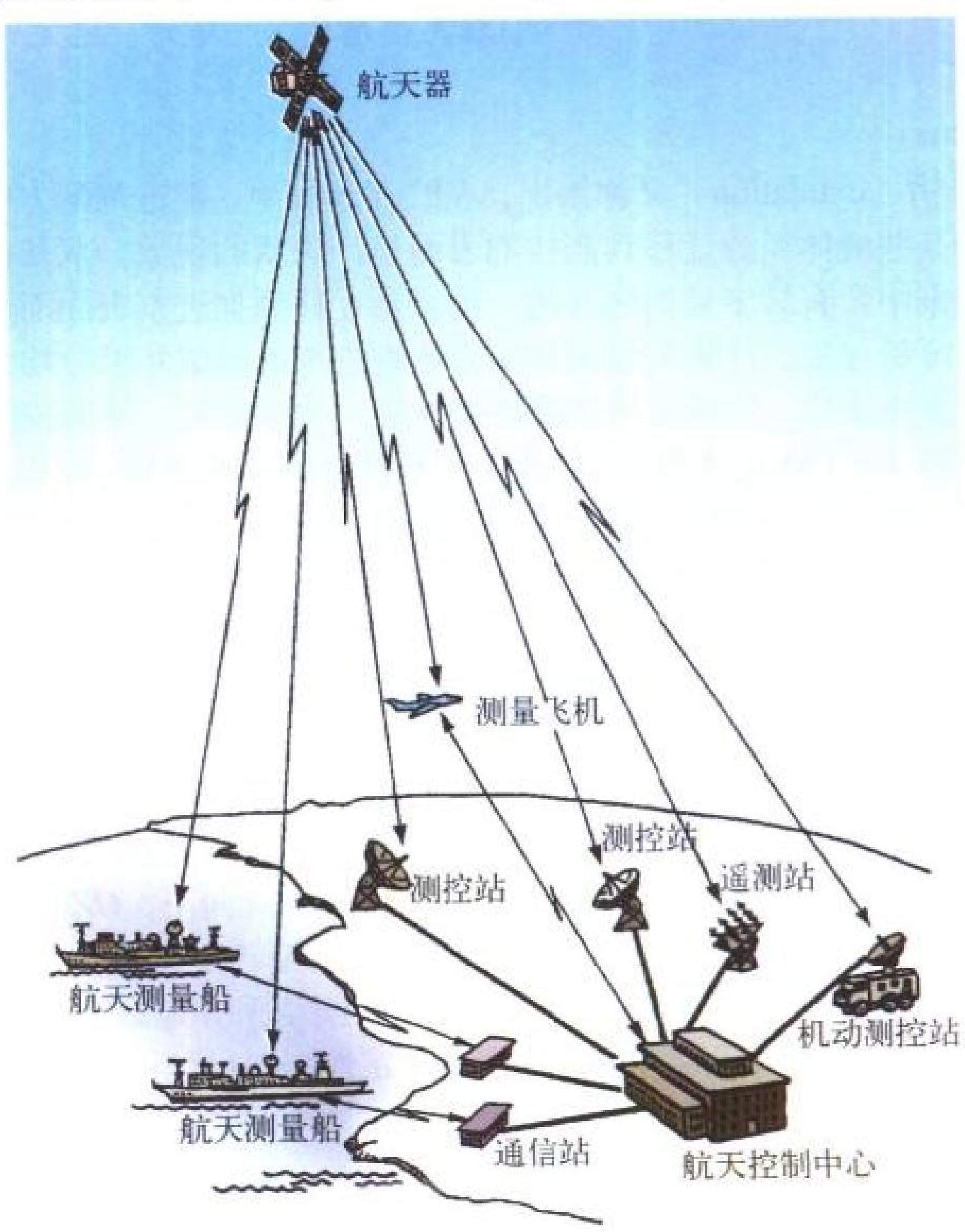
hangtian cekong

航天测控 aerospace tracking, telemetry and command 对运载火箭和航天器进行跟踪、测量和控制的过程。通过航天测控网完成运载火箭和航天器的轨道确定、工况监视和飞行控制等任务。轨道确定是运载火箭和航天器运行轨道测量和计算的过程。工况监视是通过遥测系统获取运载火箭和航天器的工程参数和环境参数，使地面飞行控制人员了解和确定航天器工作状况的过程，飞行控制是地面飞行控制人员依据工况监视数据，对航天器的姿态、轨道、平台和有效载荷工作状态等控制的过程。参见导弹测控。

（撰写：翟政安　审订：刘志逵）

hangtian cekongwang

航天测控网 aerospace tracking, telemetry and command



航天测控网示意图

network 对运载火箭和航天器进行跟踪、测量和控制的专用网络系统。一般由航天指挥控制中心和若干测控站(含测量船、测量飞机、跟踪与数据中继卫星)及测控通信系统组成。航天测控网具有对运载火箭和航天器进行跟踪测量、遥测、遥控、数传等功能。工作内容主要包括:跟踪测量航天器,确定其运行轨道;接收、处理航天器的遥测数据(含平台和有效载荷遥测、图像信息等),监视其工作状况;依据航天器的工作状态和任务,控制航天器的姿态、运行轨道;接收和分发有效载荷数据;实时提供航天器的遥测信息、运行轨道和姿态等数据,接收故障仿真数据,并形成故障处理对策;与载人航天器上的航天员进行通信联络。航天测控网的主要技术指标包括测量精度、测控覆盖率、天地数据传输速率、多任务支持能力等。

(撰写:翟政安 审订:刘志逵)

hangtian cekongzhan

航天测控站 aerospace tracking, telemetry and command station 实施运载火箭和航天器跟踪、测量和控制任务的设施,是航天测控网的基本组成部分。航天测控站可分为固定站、车载站、船载站(又称测量船)和机载站(又称测量飞机)。其中,车载站、船载站、机载站具有一定的机动能力,可根据航天任务的要求布设。航天测控站通常由航天测控设备、计算机系统、时间频率统一系统、通信系统及勤务保障系统等组成。航天测控设备包括光学测量设备和无线电测控设备,担负着航天器的测角、测距、测速、遥测和遥控等任务。计算机系统完成测控设备引导信息计算、航天指挥控制中心与测控站间数据格式转换及数据交换等任务。时间频率统一系统为测控站提供标准时间信号和频率信号。通信系统用于完成测控站测控数据传输、指挥调度的任务。



航天测控站天线

(撰写:翟政安 审订:刘志逵)

hangtian chanye zhengce

航天产业政策 space industrial policy 为实现航天科技工业的发展目标和资源优化配置,加速航天技术产业化,由政府制定的以规范或调整航天科技工业管理体制、运行机制、产品结构、技术发展方向、航天应用、科研和工业布局以及加强科研生产能力为核心内容的一系列政策的总和。航天产业政策一般包括航天产业结构政策、航天产业组织政策、航天产业技术政策和航天产业布局政策。

(撰写:何继伟 审订:郭宝柱)

hangtian chengyuancang yali zhidu

航天乘员舱压力制度 cabin pressure schedule 航天乘员舱压力调节规律。在载人航天器从起飞到返回地面的全部过程中,乘员舱大气压力调节的规律是根据载人航天的技术发展、航天器增压舱结构强度,出舱活动的频繁程度、航天服的压力制度,快速出舱的任务要求和航天医学标准等综合因素制定的。不言而喻,乘员舱大气总压和氧分压最适宜的标准是与地面大气压力和气体成分相同的标准。但这个标准要使乘员舱结构承受最大的压力差和高的气体泄漏率,并且航天员在出舱前必须进行数小时的吸氧排氮而不能迅速出舱执行任务。因此,美国的早期飞船并不使用这个标准,而制订出1/3地面大气压力和纯氧成分的舱内大气标准,这样既降低了舱体承受的压力,又减少了舱体泄漏,还具备了快速出舱的条件,却带来了高浓度氧引起的致命缺点,易发生火灾,也给乘员带来不习惯的大气环境。此外,采用地面标准的压力制度的优点之一是不需要在起飞和返回过程中进行舱压调节,从而可避免过大的压力变化率引起航天员不适的生理反应。航天医学要求舱压减压率小于1101 Pa/s,应急泄压率也不大于7000 Pa/s。增压率还应小于上述标准,一般应控制在399~665 Pa/s。 (撰写:尚传勋 审订:范合林)

hangtian chengyuanzu

航天乘员组 space crew 为共同完成某次载人航天任务而形成的职责不同的航天员集体。航天乘员组一般包括:(1)航天驾驶员,负责载人航天器操纵、控制的职业航天员;(2)有效载荷专家,负责载人航天器上有效载荷的管理、操作、维修、实验或加工、生产等任务;(3)飞行任务专家,在空间从事规定的航天实验及仪器操作或执行特定航天任务的航天员;(4)医生航天员,在空间从事航天医学研究或医疗工作的职业医务人员;(5)其他职业人员(教师、记者等)及专业科技人员等。航天乘员组任命有指令长、副指令长等职务,指令长为乘员组的领导者。合格航天乘员组的基本条件除每个乘员都满足航天员的要求外,乘员之间应相处和谐,有很好的心理相容性,能优势互补,密切配合,工作需要时能互相替代。因此,航天乘员组成员的合理选配和该乘员组内工作默契配合的训练也是选拔训练工作的组成部分。

(撰写:闫晓霞 审订:魏金河)

hangtian dianzi zhencha

航天电子侦察 space electronic reconnaissance 利用航天器上的侦察设备获取雷达和电信设施发射的信号,并测定信号源的地理位置的技术。在航天器上装载无线电接收机等侦察设备,可以侦收到雷达、通信和遥测等系统所辐射的电磁信号,亦可测定出辐射源的地理位置。航天电子侦察所获得的电磁信号,一般经航天器预处理后,直接传输或存储转发传输到地面,经地面进一步处理后,可以得到单一辐射源的分析结果,从中获得军事情报。航天电子侦察不受地域、天气条件的限制,是一种全天候、全天时的侦察手段,在一定的技术条件下,可以对大面积地区进行长期监视和侦察,能得到时效性强的军事信息情报。它是信息战、电子战中不可缺少的军事情报的来源。

(撰写:魏钟铨 孟执中 审订:吴开林 章正熙)

hangtian donglixue

航天动力学 astrodynamics 研究飞行体(航天器和运载器)

空间运动的学科。空间运动包括飞行体在有自身动力和无自身动力情况下的质心运动、飞行体相对自身质心的运动（如自旋、定向）、飞行体各部分间的相对运动（如太阳能帆板或大型柔性天线的展开）、飞行体间的空中分离、投放、抓取或对接以及飞行体通过（地球或其他星体）大气层的返回和着陆等运动。航天器通常是指卫星、飞船、航天飞机和空间探测器等。运载器通常是指一次性使用运载火箭。在一般分析中都将飞行体按（单一或多体）刚体考虑，在有些场合根据问题性质又将飞行体按质点、柔性或弹性体考虑。导致飞行体运动产生变化的是作用力，如天体引力、推进器的推力、运动在大气中的气动力以及在电磁场内运动产生的电磁力等，它使飞行体质心的运动或相对质心的运动发生变化。在飞行体间分离或对接过程中，相互作用的力互为作用力和反作用力。飞行体内机构的作用力（与反作用力成对出现）导致其布局和外形变化，这虽不改变其质心的运动，但通常由于质量分布发生变化，使其相对质心的运动也产生变化。航天动力学所采用的方法至今仍是经典的牛顿力学。

（撰写：朱礼文　审订：李福昌）

hangtian dulixue

航天毒理学　space toxicology　研究和控制载人航天器座舱内大气污染、污染物成分和污染源，制定有害物质的容许浓度标准和航天器有关材料筛选标准，并对航天过程实施卫生毒理学监测与控制的学科。在载人航天器的座舱中，有3类污染舱内大气的气体源，其一为人体代谢的有害气体，如二氧化碳、一氧化碳、氨气、甲烷、甲醇、硫化氢、甲硫醇、胺、苯酚、酮和脂肪酸等；其二为舱内设备和装置所采用的非金属材料释放出对人有害的气体，如塑料、橡胶、涂料、粘合剂和润滑剂等；其三为座舱内控制系统中的致冷剂和灭火剂泄漏，会污染舱内大气。航天毒理学就是对上述3类有害物质污染源及其成分进行研究和控制。其内容是严格筛选非金属材料的使用；严禁控制系统有害污染物质泄漏；制定载人座舱内有害物质的容许浓度；对舱内的有害物质进行卫生学监督；在舱内设置气体取样分析装置，对舱内气体作定性或定量分析；评价舱内净化系统净化效果以及研究并提供舱内生保系统净化装置设计依据和毒理学评价标准等。

（撰写：王德汉　审订：魏金河）

hangtian fashechang

航天发射场　space launch site　发射一次性使用的运载火箭或可重复使用的航天飞机等航天运载器的区域。航天发射场是航天系统的重要组成部分，一般包括技术区和发射区，可以完成航天运载器、航天器、有效载荷及航天员系统的测试、组装及发射的全部工作。由于现代航天运载器的航区有时可达赤道的一半，所以航天发射场的选择既是一个复杂的技术经济问题，同时也是一个复杂的国际关系问题。影响选择的因素很多，诸如发射场的地理位置、航天运载器的用途和结构尺寸、气象条件、地形地貌条件、供水条件、国家和国际空间计划的规模、交通条件、保证可靠性和安全性的能力、沿航区设置测量站和海上测量船或测量飞机的可能性以及国家的技术和经济水平等。



图1 “大力神”4火箭在发射台上



图2 中国西昌卫星发射中心

（撰写：赵瑞兴　审订：王瑞铨）

hangtian fashe shichang

航天发射市场　space launch market　用运载工具（包括一次性使用运载火箭和重复使用运载器等）将各种航天器送入预定轨道的活动所形成的市场。用运载工具将商用卫星送入预定轨道的经营活动形成的市场又称为“商业卫星发射服务市场”。世界各国研制的航天产品，最初主要是用于政治和军事目的，随着社会发展和技术进步，对航天技术的需求不断扩大，航天技术和产品逐步进入民用、商用，走向市场。特别是20世纪80年代以来，商业卫星发射服务市场经历了开创、发展、成熟的过程，现正逐年扩大，呈现上升趋势。90年代之前，商业发射服务的卫星主要是地球静止轨道通信卫星。90年代以来，随着卫星技术和应用的发展，商业发射服务的卫星增加了地球静止轨道的直播卫星、移动通信卫星和中低轨道卫星通信系统等。欧洲“阿里安”火箭的成功，打破了美国对航天运输的垄断，并占据了国际商业卫星发射服务市场的主要份额。我国自1985年10月宣布“长征”火箭进入国际市场以来，取得了举世瞩目的成就。1988年11月1日，中国签署了第一个国际商业卫星发射服务合同；1990年4月7日，中国用“长征”火箭为亚洲卫星公司发射了一颗由美国休斯公司制造的通信卫星。在以后的10年间，中国共进行了21次商业卫星发射服务和两次商业性卫星搭载服务。

（撰写：汪国林　审订：曾庆来）

hangtian fazhan zhanlüe

航天发展战略　space development strategy　一个较长历史时期内航天科技工业发展的总目标、总任务及其策略。主要内容包括航天科技工业发展方针、政策，技术发展方向，分阶段目标和重点项目等。航天技术是提高国家综合国力的高技术领域之一，航天科技工业发展涉及国家政治、经济、科技和军事等众多领域，所以各航天国家都把航天发展战略作为国家经济和社会发展战略的一个重要组成部分。例如，美国明确提出“通过支持一个强大、稳定和平衡的国家航天计划，保持美国对世界航天的领导作用”；俄罗斯制定了要与国家和社会需求以及经

济实力相协调的航天发展策略；欧空局各国在发展多国联合项目的同时，采取向国家系统转移的新思路；日本制定了发展航天技术，增强竞争力和扩大国际影响的航天发展政策；印度将继续以自主发展为主，实行有限目标、重点发展的战略。我国是在经济和技术基础都比较薄弱的情况下发展航天事业的，因此，必须从我国政治、经济、科技和军事发展的需要和可能出发，制定正确的航天发展战略，有所为有所不为，集中力量，突出重点，讲求效益。航天发展战略是制定航天发展计划的主要依据。（撰写：汪国林　李贵成　审订：曾庆来　吴奉生）

hangtian feiji

航天飞机 space shuttle　一种垂直起飞、水平降落、部分或完全重复使用的近地轨道有翼航天运载器。它综合利用火箭、飞机、飞船等航空、航天的先进技术，多以火箭发动机为动力上升入轨，完成轨道飞行后再入大气层，像飞机一样滑翔着陆，可重复使用数十次。主要用于在地球表面和近地轨道之间运送各种有效载荷，释放、维护和回收卫星，天文观测、对地观测和军事侦察，空间科学实验，为空间站运送人员和货物或作为应急救生飞行器等多项航天任务。航天飞机可分为部分重复使用航天飞机和完全重复使用航天飞机两大类。部分重复使用航天飞机可由重复使用轨道飞行器和火箭助推器及一次性使用外贮箱并联组成，其中轨道器带有主发动机，如美国现役航天飞机（见图）和前苏联的“暴风雪号”航天飞机。也曾出现过由重复使用轨道器和一次性使用火箭串联的航天飞机方案。完全重复使用航天飞机方案的特点是主发动机和推进剂贮箱均放在机身内，又可分为单级入轨和两级入轨两种形式。航天飞机的关键技术主要有氢氧主发动机、防热系统及材料、计算空气动力学及风洞试验、环境控制与生命保障、应急逃逸系统、机动飞行和准确着陆技术等。真正用过航天飞机的国家，目前只有美国。美国航天飞机主要有“哥伦比亚号”、“挑战者号”（1986年发射时爆炸后，由“奋进号”接替）、“发现号”和“亚特兰蒂斯号”，这些航天飞机着陆后，经检查维修，



图 1　美国航天飞机起飞

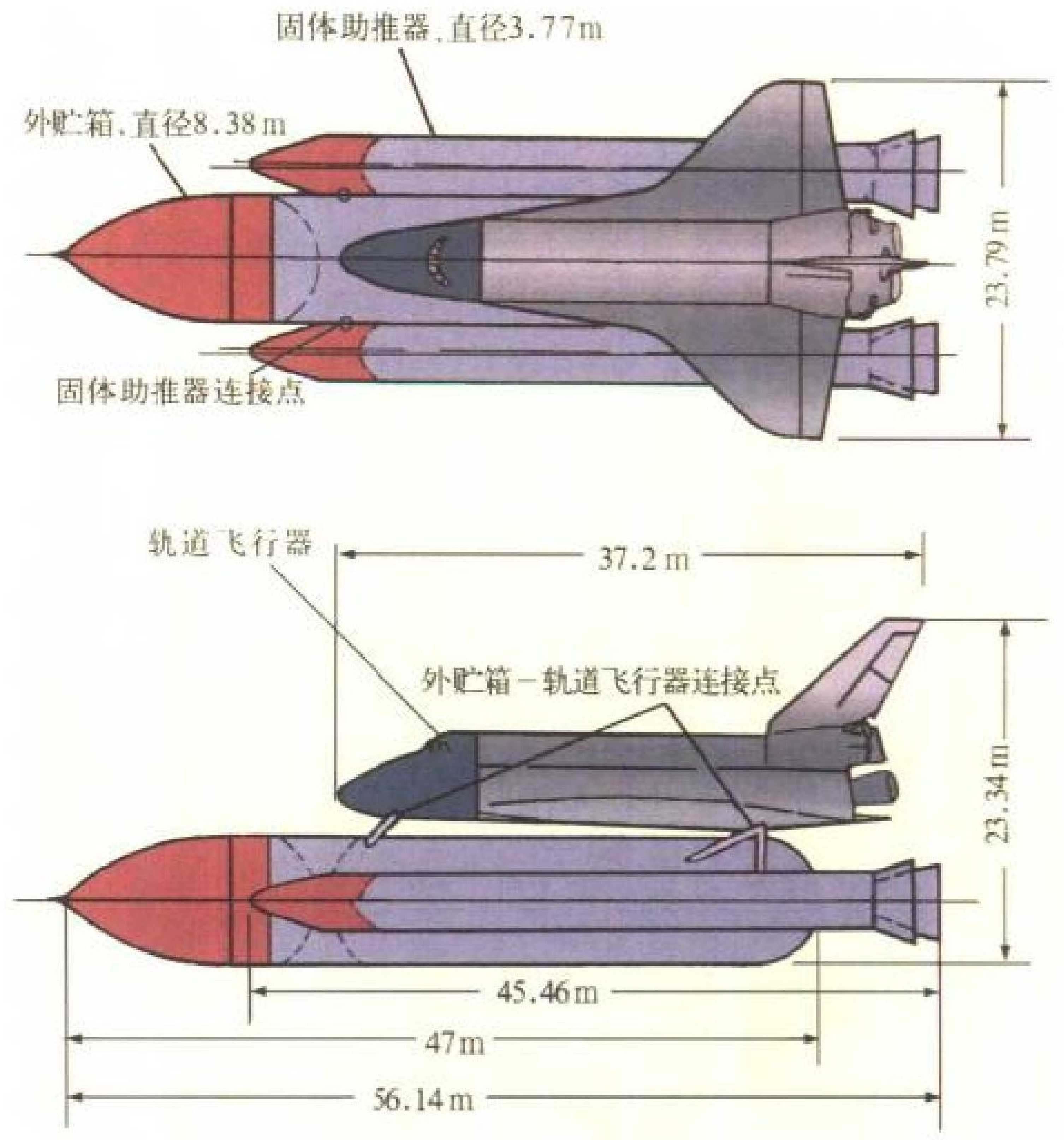


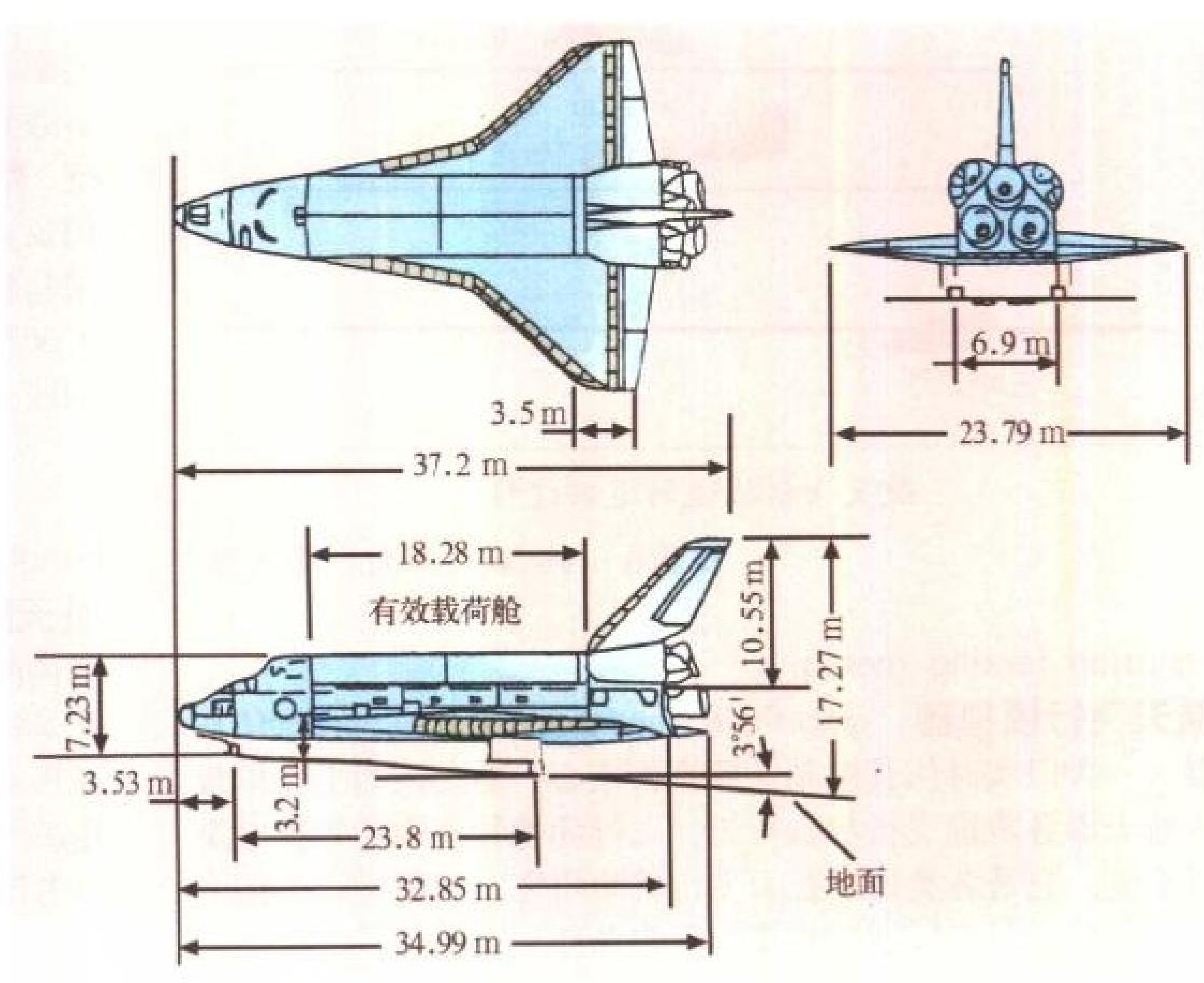
图 2　美国航天飞机平面图

均可再次飞行，至今都在使用。前苏联的“暴风雪号”航天飞机只进行过一次无人验证飞行。

（撰写：韩鸿硕　王景泉　审订：刘恒振）

hangtian feiji guidaoqi

航天飞机轨道器 space shuttle orbiter　航天飞机系统中进行轨道飞行的航天器。它可由火箭发射升空，也可靠自身携带的火箭发动机或加助推器升空，进入近地轨道后完成各种轨道飞行任务，然后再入大气层，可作机动飞行，滑翔返回机场，水平着陆，经短期维护后重复使用。主要用于释放、维修、回收卫星等航天有效载荷，进行对地观测、军事侦察和各种空间试验，组装空间结构，为空间站运输人员和货物等。它由结构、推进、防热、电子、环境控制与生命保障、电源、



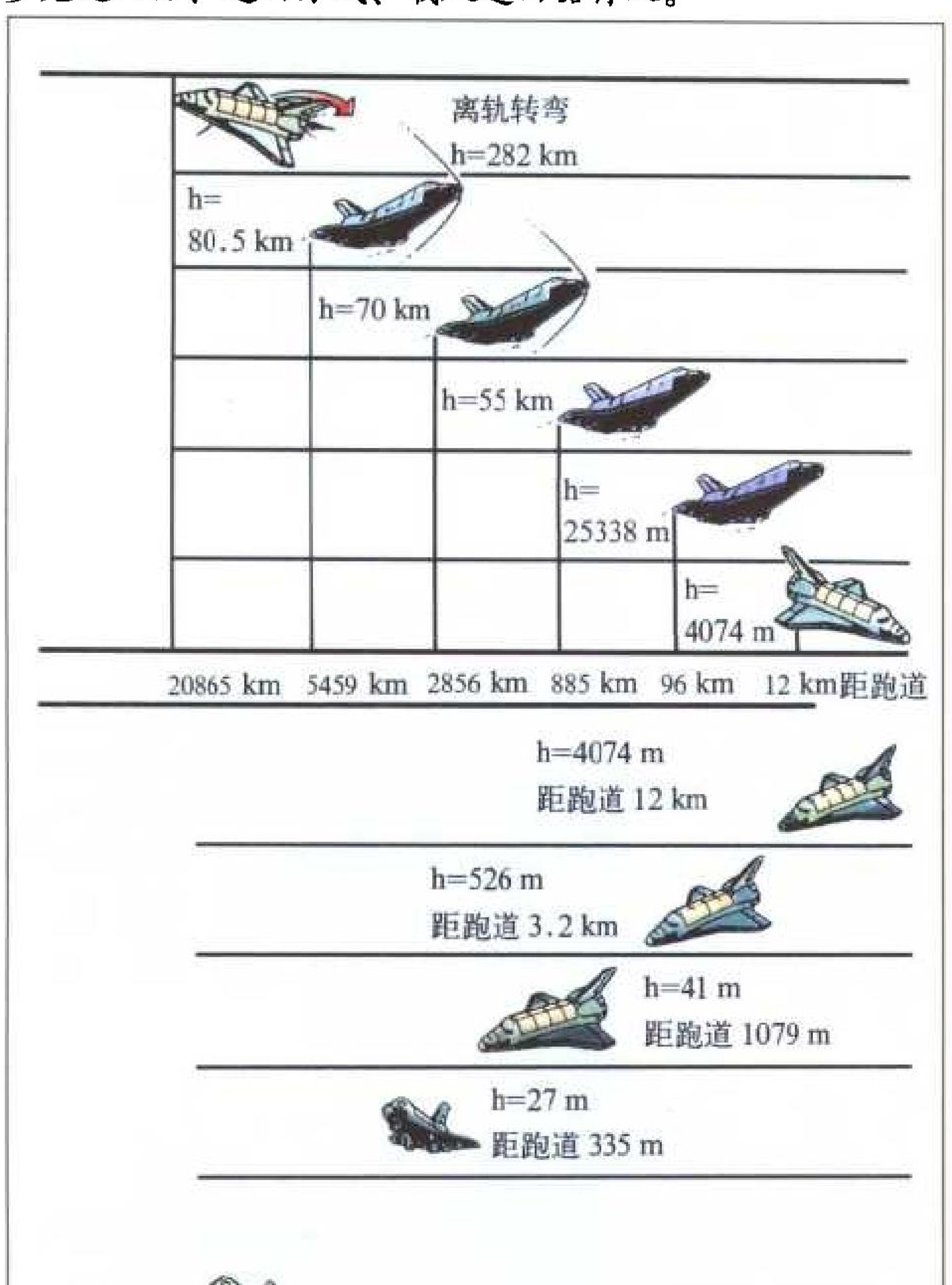
美国航天飞机轨道器平面图

液压、报警、烟火检测和防火以及有效载荷操作等分系统组成。美国航天飞机轨道器长37.2 m，翼展23.79 m，净重68 t，有效载荷29.5 t，装有3台氢氧主发动机。这些轨道器分别命名为“企业号”（试验机）、“哥伦比亚号”、“挑战者号”、“发现号”、“亚特兰蒂斯号”和“奋进号”，其中“挑战者号”于1986年1月28日发射升空后73 s发生爆炸被毁。

（撰写：韩鸿硕　审订：刘恒振）

hangtian feiji guidaoqi fanhui

航天飞机轨道器返回　space shuttle orbiter return　升力式返回的特例。航天飞机轨道器为带翼面升力体，它是形似飞机的升力式再入返回器。当它再入地球稠密大气层后，能机动滑翔数千千米，在广阔的范围内选择着陆场地，并像普通飞机那样在跑道上水平着陆，从而能实现多次重复使用的目的。该轨道器再入制动过载加速度很小，最大值约2～2.5 *g*。参见返回器、返回方式、载人返回器再入。

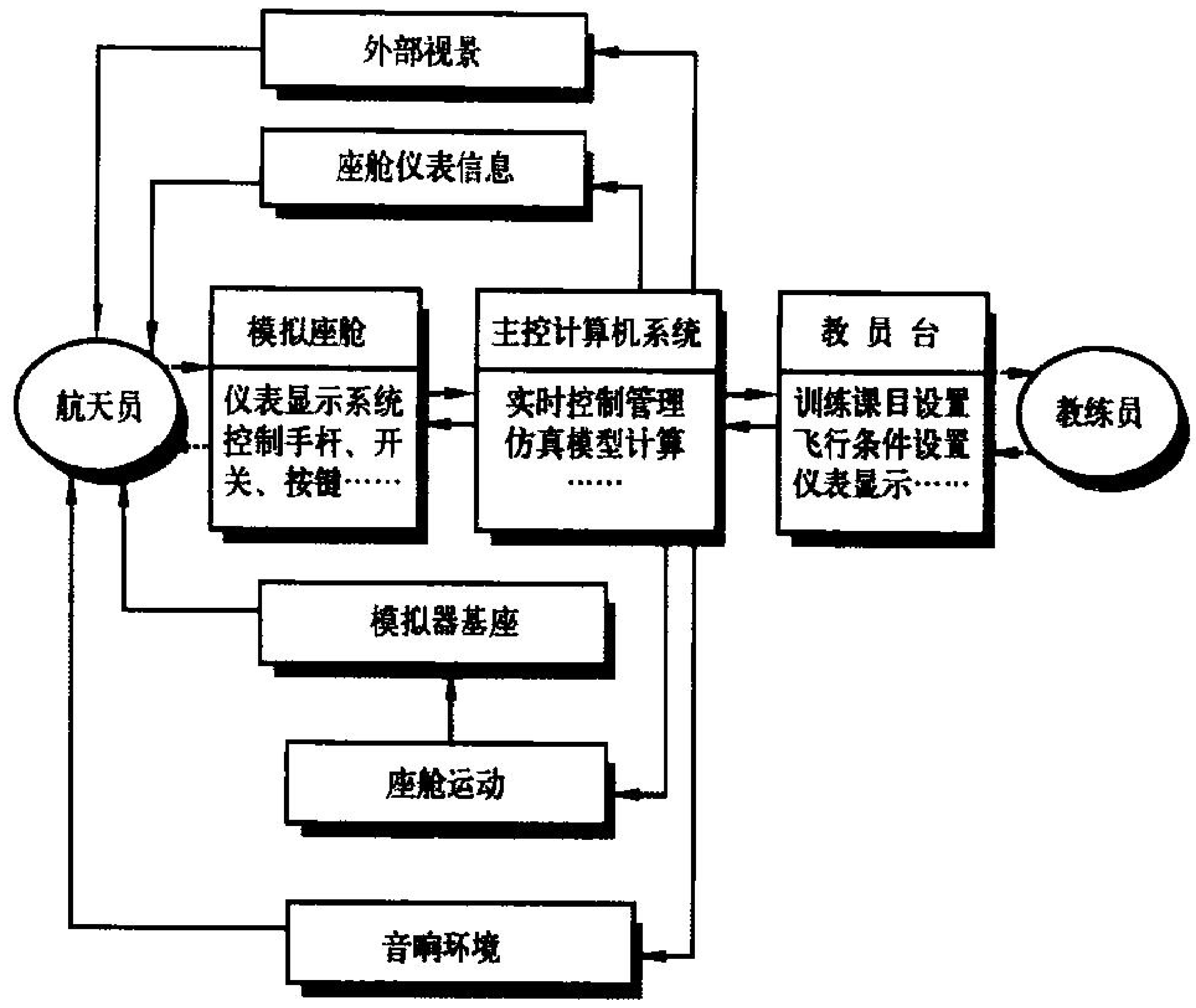


航天飞机轨道器返回过程

（撰写：林　斌　审订：李大耀）

hangtian feixing moniqi

航天飞行模拟器　spaceflight simulator　又称航天飞行仿真器。一种以实时仿真控制计算机为核心，能在地面上模拟载人航天器各阶段飞行状态行为、飞行环境和条件的光机电集成系统。它是各类用于航天飞行试验研究、工程设计、细节开发和航天员飞行训练的模拟器的总称。按照其是否有运动基座系统，又分为运动基飞行模拟器与固定基飞行模拟器两类。一个较完善的用于训练的运动基航天飞行模拟器由实时计算机及接口、座舱仪表系统、视景系统、运动系统、音响系统、教员台和辅助支持系统等组成（见图）。训练用航天飞行模拟器是一个人在回路中的仿真系统，各部分间的相互关系见其构成示意图。实时计算机负责飞行器运动及其各系统的工作／故障数学模型的解算，控制模拟器各部分间的信息交换。座舱仪表系统、视景系统、运动系统、音响系统互相配合提供飞行器飞行中各种状态、相应的内外环境和运动感等飞行感觉信息。教员台是教练员进行训练课目与训练条件的设置、训练记录和训练过程管理等活动的工作站，它也是系统管理人员进行模拟器各部分的控制、管理和维护的操作台。



航天飞行模拟器构成示意图

（撰写：陈道木　审订：魏金河）

hangtianfu shiyancang

航天服试验舱　space suit test chamber　一种专供航天服性能鉴定试验用的低压舱设备。为了保证航天服工作的安全可靠性，在其研制的各个阶段都要进行一系列性能试验，如耐压与气密性试验、通风与散热性能试验、上升与返回模拟试验、座舱压力应急及调压供氧性能试验、座舱温度应急模拟试验、头盔面罩去雾性能试验、整体性能鉴定评价试验等。这些试验大多数要在航天服试验舱进行。航天服试验舱由舱体、真空系统、壁温调节系统、气源系统、控制及数据采集系统、电视监视及通话系统、防火安全系统等组成。其性能以我国的航天服试验舱为例，温度范围是−30～+60℃，压力范围是101.3～0.667 kPa（相当于1个大气压力至34 km高空的压力）。温度和压力的升降速率也是试验舱的重要性能指标。

（撰写：张福冬　审订：魏金河）

hangtianfu yali zhidu

航天服压力制度　space suit pressure schedule　规定的航天服内的气体成分及其总压力值。它的主要作用是保障航天员在真空或低压环境条件下的呼吸生理学要求，既要防止产生减压病，又要保证航天员有一定的活动能力。目前航天服使用的气体均为纯氧，不同类型的航天服压力有差异，如俄罗斯KB-2型舱内航天服额定工作压力（绝对压力，以下同）为36～42 kPa，发生减压病的概率不大于5%；俄罗斯“奥兰”舱外航天服额定工作压力为39.2 kPa，应急工作压力（30 min）为22～26.5 kPa；美国航天飞机舱外航天服（EMU）额定工作

压力为29.6 kPa，应急工作压力为22.7～26.9 kPa。为避免航天员在上述压力制度下出舱活动产生减压病的危险，规定航天员在出舱前必须进行预呼吸（又称吸氧排氮），预呼吸时间与座舱的压力制度有关，在座舱压力为101.3 kPa的空气条件下，穿“奥兰”航天服的航天员需要预呼吸30 min，穿EMU舱外航天服的航天员需要预呼吸4 h；在舱压为70.3 kPa时，穿EMU航天服的航天员可预呼吸40 min。

（撰写：陈景山　审订：魏金河）

hangtian gongcheng

航天工程　astronautical engineering　探索、开发和利用太空以及地球以外天体的综合性工程。具体是指综合实施航天系统，特别是航天器和航天运输系统的设计、制造、试验、发射、运行、返回、控制、管理和使用的工程。航天工程的实践是以航天学的理论作指导，以航天技术为手段，并利用其他专门技术（如遥感技术、通信技术、计算机技术等）。而航天工程的实践丰富和发展了航天学、航天技术的内容，使之成为自成体系的综合性技术科学和综合性工程技术。航天工程有时也可称为航天技术或空间技术。航天工程有时还指某一项大型航天活动、研制任务或建设项目。航天工程通常采用系统工程的理论和方法来组织实施。（撰写：任新民）

hangtian gongxiaoxue

航天工效学　space ergonomics　工效学在载人航天工程中的应用分支，主要解决航天员与载人航天器之间的界面匹配问题，以保证航天员在舱内及舱外工作的安全性、可靠性和效率。航天工效学在如下方面对工程设计提出要求，提供设计依据并进行相应评价：(1)对载人航天器有关结构设计的要求，如舱门尺寸、舷窗尺寸及光学性能，座椅参数等；(2)对显示和操作系统的设计要求，如仪表板的尺寸、布局、照明、颜色和显示方式，操作按键的布局、力度和操作杆的位置及力学参数等；(3)对关键参数的报警要求，如报警阀值、报警方式及不同参数报警的优先等级等；(4)对交会对接中的监视、控制系统的设计要求；(5)对出舱活动中的观察、操作装备的设计要求。航天工效学研究的目标是在航天的各种工况环境条件下，实现人—机之间的最佳匹配。

（撰写：魏金河　审订：史之祯）

hangtian gongye

航天工业　space industry　一般指利用火箭发动机推进的跨大气层和在太空飞行的飞行器及其所载设备、武器系统和各种地面设备的制造业。它是集设计、生产、测试与应用于一体的高技术产业。大多数国家的航天工业是航空航天工业的组成部分，有的国家航天工业形成了独立的行业，并承担了大部分导弹武器的研制和生产。航天工业通常包括生产企业、研究设计机构、试验基地、销售公司、管理部门和服务机构。航天工业是国家高技术产业的重要组成部分，具有知识与技术密集、附加产值高的特点。人造卫星、宇宙飞船、空间站、空间探测器、航天飞机、运载火箭和各种战略、战术导弹等都是典型的航天工业产品，都必须严格控制质量和减轻重量，从而对飞行器的设计、制造、结构材料以及电子元器件都提出了苛刻的要求。航天工业是军民结合、辐射性极强的工业。它不仅是实现国防现代化的关键行业，而且由于它对基础技术和产品都有更高的要求，对国民经济的相关行业，如电子工业、原材料工业等有很强的带动作用。航天工业技术和产



图1 运载火箭总装厂房

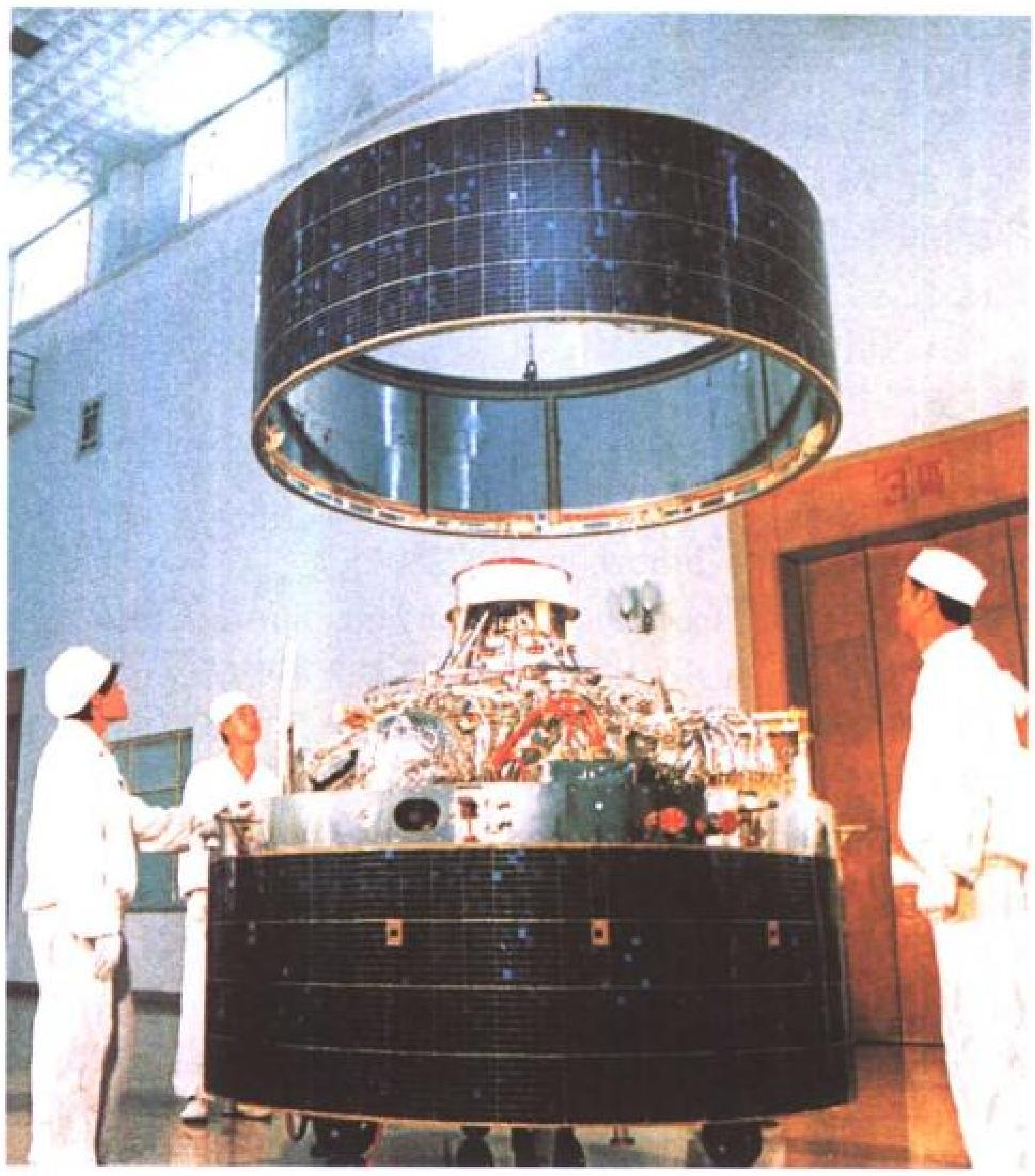


图2 卫星总装

品广泛应用于通信、气象、导航定位、农业、林业、渔业、地矿和海洋资源探测、工业、交通管理、灾害监测与预报等，对国民经济和社会文明的发展起着越来越重要的作用。

（撰写：刘恒振　审订：梁思礼）

hangtian gudiushi

航天骨丢失　bone loss in spaceflight　又称失重骨丢失。航天飞行中，机体出现承重骨骨量减少的生理变化的现象，是航天员代谢异常现象之一。其主要特征之一是表现在承重骨上，如跟骨、下肢骨和腰椎骨等，而非承重骨如上肢骨和颅骨等不仅不出现骨丢失，还可能出现骨量增加。其特征之二是骨丢失随飞行时间的持续性，当机体一进入失重状态即出现骨丢失现象并随飞行时间的延长而持续进行。骨丢失现象表现为粪钙、尿钙排出量增加，骨骼脱钙，骨密度下降，骨力学特性减弱和骨基质分解加强等。其原因主要是在失去重力的刺激后，成骨活动受到抑制而破骨活动不变或加强。航天骨丢失是航天医学中最受关注的问题之一，在防护方面尚未找到完全有效的方法，适宜的人工重力刺激辅以营养、药

物和其他物理刺激是可能的有效防护途径。

（撰写：史之祯　审订：魏金河）

hangtian guoji hezuo

航天国际合作　international space cooperation　不同国家或地区的航天机构及企业间为了在经济与技术上达到一个共同目标而进行相互协调的有效活动和建立的相应机制。航天技术综合性强，涉及自然科学、技术科学的众多领域。航天活动规模大，超出国界，深入宇宙空间。因此，开展国际间的技术交流和合作是发展航天技术的必然趋势。外层空间的自然资源，是人类的共同财富，它的开发利用，涉及到世界各国的切身利益，需要国际组织来进行协调，建立国际法规促进国际合作。航天国际合作的实质是航天产业的各种生产要素在国际间的移动，包括资本、技术、劳动力、资源、土地、管理、信息等。航天国际合作的主要形式有：航天国际科技合作、航天国际投资合作、航天国际劳务合作、航天国际信息与管理合作、航天国际发展援助及国际空间组织的活动等。中国航天部门在主要依靠自己力量发展航天科技工业的同时，积极开展国际间的交流与合作，先后同许多国家和地区建立了联系，积极参加国际空间组织的活动，成功举办了第47届国际宇航联大会，扩大了中国航天在国际上的影响，也为提高我国航天技术水平创造了条件。

（撰写：臧伟　审订：汪国林）

hangtian hangye biaozhun

航天行业标准　space industry standards　在航天科技工业的发展过程中，为实现科研生产和技术上集中统一、协调一致的组织管理，对科研生产和技术活动中具有多样性、相关性特征的重复事物所制定和颁布的统一规定。航天科技工业范围内统一的下列要求，可制定成航天行业标准：(1) 航天产品分类命名、术语、符号、代号、标志、互换配合、文件格式、制图方法等要求；(2) 航天产品设计、试验、生产、包装、贮存、运输、维护等方面的技术要求；(3) 航天产品及其通用零部件的品种、规格、技术指标、质量指标、试验方法、检验验收等要求；(4) 航天产品试验、试制、生产以及贮存、运输、使用过程中的安全要求；(5) 航天科研生产、产品保证、信息、能源等技术管理要求。航天行业标准分为强制性标准和推荐性标准。航天产品及产品生产、贮运和使用中的安全、卫生、环境保护等标准属强制性标准，强制性标准以外的标准为推荐性标准。强制性标准一经批准发布，必须贯彻执行。推荐性标准一旦被采用或作为合同依据或由指令性文件规定实施的，则在企业内部、合同双方或指令性文件规定的范围内严格执行。航天行业标准的实施监督主要依据有关法律、法规的规定进行，并应对纳入合同、指令性文件及技术文件的推荐性标准的实施情况进行监督检查。

（撰写：庞海涛　审订：汪国林）

hangtian hongxibao zhiliang jianshao

航天红细胞质量减少　erythrocyte mass reduction in spaceflight　航天过程中航天员血液中的红细胞质量减少的现象。红细胞质量是指全血容积中红细胞所占的容积。航天中红细胞质量减少可能有两方面原因：(1) 低负荷。失重状态下航天员体力负荷减少，耗氧量降低，血红蛋白的需求量较地面时少，通过反馈调节机制使血液中红细胞质量减少。(2) 骨髓造血功能抑制。失重条件下体液丢失，红细胞浓度增加，组织含氧量增加，使肾脏的红细胞生成酶降低，促红细胞生成素水平下降，抑制骨髓造血功能，红细胞质量减少，使红细胞压积维持在一恒定水平。航天中红细胞质量减少主要由于红细胞生成速率下降，红细胞寿命似乎不受影响。航天中除红细胞质量减少外，红细胞形态也发生改变，异形红细胞比例增高。飞行后红细胞形态迅速恢复正常，但长期飞行后约经过40天，红细胞质量才能恢复到飞行前水平。

（撰写：蒋昌林　审订：魏金河）

hangtian huanjing xunlian

航天环境训练　space environment training　按规定的程序和规范，利用各种模拟训练设备，在模拟航天环境条件下，进行适应性体验，以提高耐力水平并学习掌握操作与防护技能的过程。训练目的是维持及提高对航天环境因素的耐力和适应能力，并提高返回地球后的再适应能力。训练内容包括：(1) 超重耐力和适应性训练；(2) 前庭功能适应性训练；(3) 在飞机上进行失重适应性与操作技能训练；(4) 模拟失重训练，选用头低位倾斜和发射前头低位卧床睡眠等方法进行失重血液重新分布适应性训练，并用中性浮力模拟池进行失重状态下动作的模拟练习；(5) 跳伞训练，目的是体验空中飘浮感，提高空间定向能力及心理稳定性和心理应急能力；(6) 飞机（航空）飞行耐力与技能维持训练；(7) 着陆与救生生存训练；(8) 航天生活环境和工作制度训练；(9) 空间狭小环境心理适应性训练，观察狭小环境、密闭空间个体和群体生活与工作心理适应能力；(10) 其他如噪声、振动、高温及低压缺氧等耐力和适应性训练。



航天员在进行前庭训练

（撰写：闫晓霞　审订：魏金河）

hangtian huanjing yixue

航天环境医学　space environmental medicine　研究载人航天器座舱人工大气环境生命保障医学问题及有害环境因素对人体影响规律与防护措施的医学科学分支。研究范围主要包括：(1) 与航天员生存有关的人工舱室大气环境的医学问题，如适宜的气体成分、压力制度、微小气候等；(2) 座舱大气环境有害因素，如有害气体、高压低压、高温低温等对人体的影响及其防护措施；(3) 座舱力学环境因素，如振动、噪声等对人体的影响及其防护措施；(4) 长期航天飞行中人工大气环境适应的医学问题；(5) 星际飞行、月球和火星基地人工大气环境生命保障医学问题；(6) 空间电离辐射与非电离辐射对人体的危害及其防护措施。航天环境医学为航天器座舱或有关人工大气密闭舱室设计提出医学要求并给予评价，以达到医学与工程完美结合，实现系统安全、经济、高效。

（撰写：杨天德　审订：魏金河）

hangtian jirou weisuo

航天肌肉萎缩 muscle atrophy in spaceflight 航天中发生的航天员肌肉萎缩现象。航天引起的肌肉萎缩主要发生在抗重力肌，表现为肌肉质量减少、肌纤维变细，极少数肌细胞发生营养障碍性变化和肌原纤维溶解和碎裂，慢肌纤维变化比快肌纤维大，快肌和慢肌比例发生改变。电镜下出现肌原纤维分解、局部溶解，"Z"线肥厚层破坏，部分纹带中出现坏死区。航天肌肉萎缩的基本原因是重力丧失及习惯的肌用力缺乏。航天肌肉萎缩的不良后果是肌肉(特别是抗重力肌)的力量、耐力、肌肉紧张度及协调性下降，航天员在大负荷工作时全身无力、易疲劳、肌肉疼痛，返回地面后站立、行走和运动困难以及站立、行走的稳定性和协调性下降。航天肌肉萎缩变化过程是可逆的，返回后经过一段时间锻炼能完全恢复，且飞行中积极锻炼能减轻肌肉萎缩的程度。

(撰写：蒋昌林　审订：魏金河)

hangtian jishu

航天技术 space technology 又称空间技术。探索、开发和利用太空以及地球以外天体的综合性工程技术。航天技术是用于航天系统，特别是航天器和航天运输系统的设计、制造、试验、发射、运行、返回、控制、管理和使用等的综合性工程技术，其理论基础是航天学。航天工程实践集中应用了20世纪许多新兴科学技术，并在应用中产生了一些新学科，形成了具有完整体系的综合性工程技术——航天技术。主要包括：喷气推进、空气动力、火箭制导和控制、航天器轨道控制、航天器姿态控制、航天器热控制、航天器电源、遥测、遥控、生命保障、火箭设计与制造、航天器设计与制造、火箭与航天器试验、飞行器环境模拟、航天器发射、航天器返回、航天测控、航天器信息获取和处理、航天系统工程等技术。航天技术与其他科学技术，如通信、导航、遥感、测绘、探测、计算机等技术在航天应用中互相渗透，产生了一些新的交叉学科，扩大了航天技术的应用范围。航天技术已经广泛应用于科学研究、军事活动和国民经济的众多领域，产生了十分显著的经济和社会效益，并将发挥越来越重要的作用。

(撰写：闵桂荣)

hangtian jishu jianjie yingyong

航天技术间接应用 indirect application of space technology 航天技术能力和成果转用于军事部门和国民经济其他行业、部门或技术领域，或航天技术带动、促进其他行业、部门或技术领域的发展和技术水平的提升，并在其中产生效益的活动。航天技术是综合性高技术，在其发展过程中形成的技术能力和产生的技术成果可以广泛应用于国民经济的其他许多方面和领域，促进它们的发展，并产生二次效益。可供转用和能够带动的技术主要有：自动控制技术，遥测遥控技术，计算机技术，仿真技术，气动技术，微电子技术，雷达技术，真空技术，光电技术，低温技术，热控技术，推进技术，化工技术，测试技术，生保技术，通信技术，新材料、新工艺技术，系统工程技术等。航天技术的间接应用，在促进国民经济发展和国家科技进步中，已经取得显著效益，并且将发挥越来越重要的作用。

(撰写：李双庆　李颐黎　审订：刘恒振　李大耀)

hangtian jishu yuxian yanjiu

航天技术预先研究 advanced research of space technology 为航天技术的发展和航天新型号的研制而先期进行的研究与开发活动。航天技术预先研究的主要内容是研究新原理、新技术、新材料、新工艺、新型元器件及新装置，并有选择地开展技术集成和先期技术演示验证，突破关键技术。航天技术预先研究的目的是为航天型号研制打基础、上水平、提供技术储备，同时培养和造就一支高水平的科技队伍、积蓄航天技术发展的后劲。航天技术预先研究分为基础研究、应用研究及先期技术开发3类。

基础研究是指借助于自然基本规律，针对航天领域内的科学技术问题，探索新思想、新概念或新原理的研究活动，目的是为解决航天新型号研制中的技术问题提供基本知识。基础研究的成果形式一般为论著、论文和研究报告等。

应用研究是指运用基础研究或其他科学研究的成果，探索解决航天领域某类工程技术问题的可行性与实用性，确定其主要参数的研究活动，目的是为航天新型号研制提供应用技术基础。应用研究的成果形式一般是可行性分析报告、试验报告、样品和原理样机等。

先期技术开发是指运用前两类研究的成果和实际经验，通过部件或分系统原型机的研制、试验、测试和计算机仿真，综合集成演示、验证关键技术可行性和实用性的技术开发活动，目的是为航天新型号研制提供技术依据。先期技术开发的成果形式一般是部件或分系统原型、试验样机、示范性工艺流程、设计技术文件和验证或鉴定性试验报告等。

(撰写：李贵成　审订：吴奉生)

hangtian jishu zhengce

航天技术政策 technological policy for space industry 政府为增强航天科技工业技术创新能力，推动技术进步而对航天产业技术发展实行宏观指导的政策总和。航天技术政策是航天产业政策的重要组成部分，也是实现航天产业政策总目标的重要手段。航天技术政策一般可包括航天技术发展战略及目标、航天技术的发展方向和重点、强化预先研究和技术创新政策、技术改造政策等内容。

(撰写：何继伟　审订：郭宝柱)

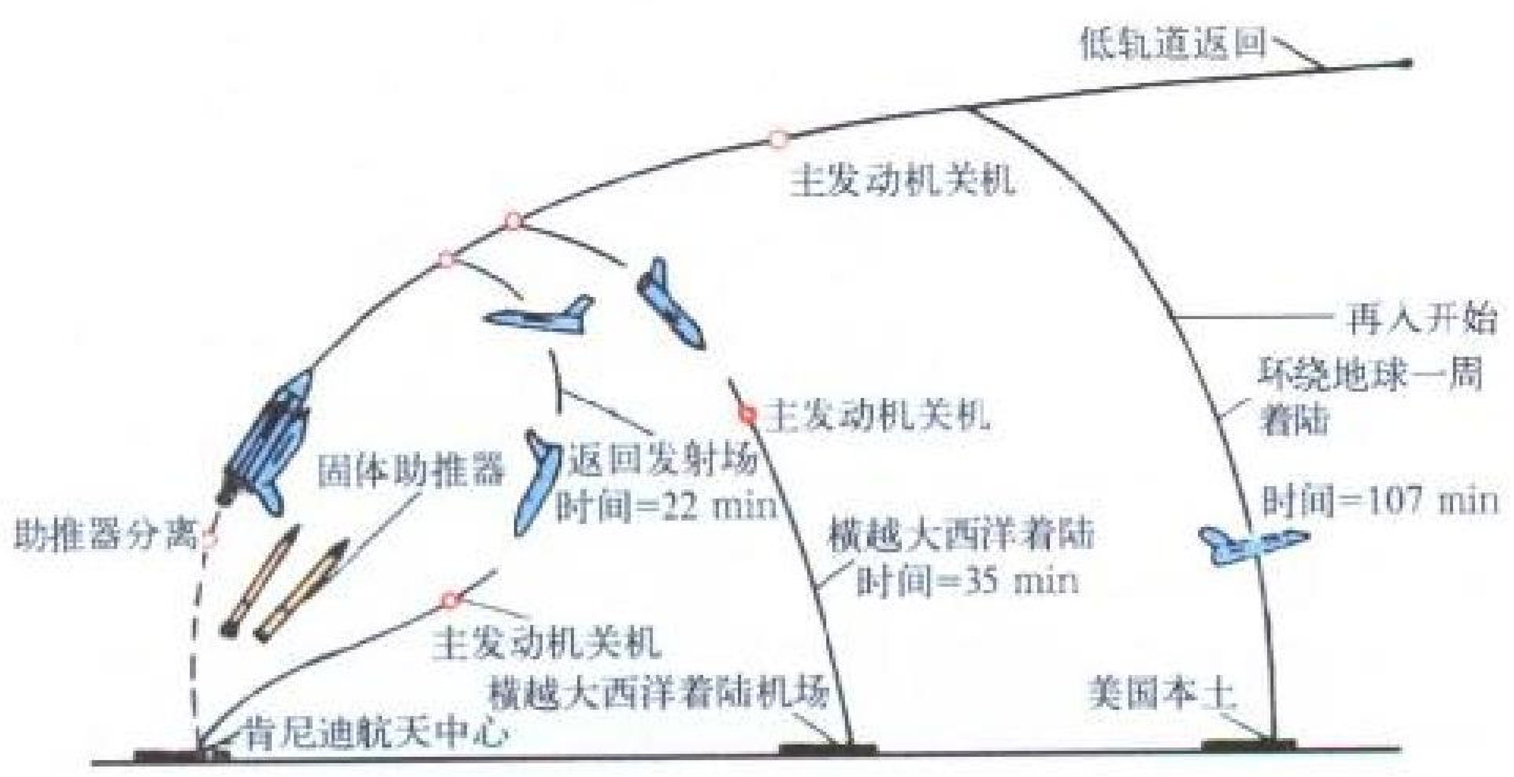
hangtian jishu zhijie yingyong

航天技术直接应用 direct application of space technology 应用航天技术直接完成某种特定任务，并直接产生经济、军事、科技、社会等效益的活动。随着航天技术的发展，航天技术直接应用的项目越来越多，主要有空间物理探测，空间天文观测，月球探测，行星探测，卫星通信，卫星广播，卫星导航，卫星测地，卫星资源普查，空间试验与加工，卫星救援和减灾，卫星气象观测，卫星海洋观测，卫星遥感考古，航天侦察和空间作战等等。

(撰写：李颐黎　审订：李大耀)

hangtian jiusheng

航天救生 rescue in spaceflight 载人航天的救援活动。救生系统的功能是在载人航天的各个阶段有效地实施救援活动。发射、主动段、返回段以及着陆过程中是事故的多发段。发射台上准备发射及检查试验时都有可能发生需紧急撤离的情况。"阿波罗"1号载人飞船的火灾事故就发生在发射台上。发射台和主动段发生事故时都可以使用逃逸发动机救生，借助于逃逸塔使飞船与发射台和运载器分离。在发射台至升空到20 km左右的高空还可以使用弹射座椅，将人和座椅一起弹出乘员舱。在高空，应急救生的主要方案是采用航天器本身的系统与运载器分离返回地面。载人航天器返回地面都存在



航天飞机应急处理的4种模式

严重的着陆冲击问题。“联盟”38号载人飞船着陆时因缓冲火箭失灵，造成冲击过载达50 *g*而危及乘员生命。轨道救生采用的方法有地面发射营救航天器，在轨备有救援航天器，或者采用在轨逃逸再入返回和着陆的综合方案。一般来说大型空间站应备有救生艇，常常使用运输飞船或航天飞机作为救生艇长期对接在空间站上，如“天空实验室”使用“阿波罗”飞船，“和平号”空间站使用“联盟号”载人飞船和“进步号”货运飞船，国际空间站使用航天飞机作为救生艇等。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

hangtian keji gongye fazhan jihua

航天科技工业发展计划　space technology and industry development plan　国家对计划期内航天科技工业发展所作的部署和安排。航天科技工业发展计划是某一时期航天科技工业工作的指南，是进行科研、生产、经营活动全过程的工作尺度和行动准则。发展计划按计划的时期，可分为长期计划（10年或10年以上，又称发展规划）、中期计划（5年，又称五年计划）和年度计划。长期计划主要是根据航天发展战略确定发展的目标、重点和步骤；中期计划则以长期计划为依据，比长期计划更具体，有5年内型号研制、生产的目标和重点，有航天技术预先研究的目标和要求，有基本建设和技术改造的主要项目和规模，有各项经济指标要求等等；年度计划则是具体的行动计划，内容比中期计划更具体、更详细，要有科研、生产、市场、经费、物资、人力、大型试验安排等方面的综合平衡和具体安排，有实施计划的具体措施。按计划的类别又可分为：航天型号研制计划、航天型号批生产计划、航天技术预先研究计划、航天技术基础计划、技术改造和基本建设投资计划、人力资源计划等等。

（撰写：汪国林　李贵成　审订：曾庆来　吴奉生）

hangtian mianyixue

航天免疫学　space immunology　研究航天特殊环境因素对航天员免疫系统的影响及其机理的学科。航天飞行引起航天员免疫系统的调节紊乱，主要表现为：(1) 免疫器官萎缩，骨髓、胸腺、脾脏、淋巴结发生一定程度的变性和萎缩；(2) 细胞免疫功能下降，具有免疫杀伤作用的T淋巴细胞、NK细胞等活性下降，淋巴细胞对有丝分裂原的反应性下降，淋巴细胞产生干扰素，白细胞介素-2能力降低；(3) 体液免疫功能变化，免疫球蛋白含量不变或增高，长期飞行自身抗体分泌增加；(4) 非特异性免疫功能变化，唾液中溶菌酶水平降低。航天中影响航天员免疫系统的因素比较复杂，例如，航天引起的应激刺激通过神经内分泌反应影响免疫系统，失重可能直接作用于免疫系统，此外，密闭的环境、外生和内生的细菌从以及变态反应原、宇宙辐射等都可能对免疫系统产生影响。

（撰写：蒋昌林　审订：魏金河）

hangtian miehuo jishu

航天灭火技术　fire suppression technology for manned spacecraft　在微重力条件下，扑灭载人航天器舱内火灾的技术。迄今为止，载人航天器采用的灭火方法可归纳如下：早期的载人飞船使用食物复水枪和降低舱内压力的办法灭火；“阿波罗”飞船开始使用便携式含水凝胶灭火剂，这种灭火装置的泡沫喷出量为0.12 m^3/min；航天飞机乘员舱内的仪器设备支架和地板夹层内都布有管线，当监测到大气中的烟雾浓度超过2.5 mg/m^3和（或）烟雾浓度增长率大于0.03 mg/m^3时，可在10 s之内喷出平均浓度为6%的灭火剂，并保持10 min；国际空间站的灭火方案是集中使用的二氧化碳分配系统和手提式二氧化碳灭火器，联合实施灭火，这种灭火剂在额定压力下的排出量为0.45 kg/s，灭火剂的分布位置约占单元机柜的33%，灭火时舱内氧气浓度可稀释至10.5%。由于火灾可能是电气系统引起的，在这种情况下不能用水作为灭火剂。各种灭火剂都有优点和缺点，选用灭火方案应结合火灾的类型、灭火剂生成物质的毒性、火灾后的清理难度，以及质量、体积、电耗和安全可靠性等基本因素综合评价。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

hangtian neifenmixue

航天内分泌学　space endocrinology　研究航天过程中航天员内分泌系统的反应变化、机理及其对其他生理系统产生影响的学科。航天特殊环境对航天员机体各系统均产生一定影响，通过神经、内分泌系统的调节，能促进机体对航天环境的适应能力。航天中体液头向转移，使心钠素、抗利尿激素分泌增加，醛固酮分泌减少，导致体液丢失；促红细胞生成素生成下降，红细胞质量减少，红细胞压积得以维持恒定；由于应激，垂体—肾上腺皮质轴功能增强，促肾上腺皮质激素和皮质类固醇分泌增加；甲状腺素、生长激素含量升高，而胰岛素水平下降，葡萄糖耐量试验的曲线图形延长；持续负钙平衡，但甲状旁腺素未见降低；肾上腺素和去甲肾上腺素在飞行中变化不规则，但返回后分泌都迅速增加以促进再适应。航天中观察到的内分泌激素变化虽有一些趋势，但也有很多矛盾，甚至出现相反的结果。一方面是由于各种因素综合影响及测量条件控制不一，另一方面也可能是失重状态下神经内分泌调节模式与地面不同。

（撰写：蒋昌林　审订：魏金河）

hangtianqi

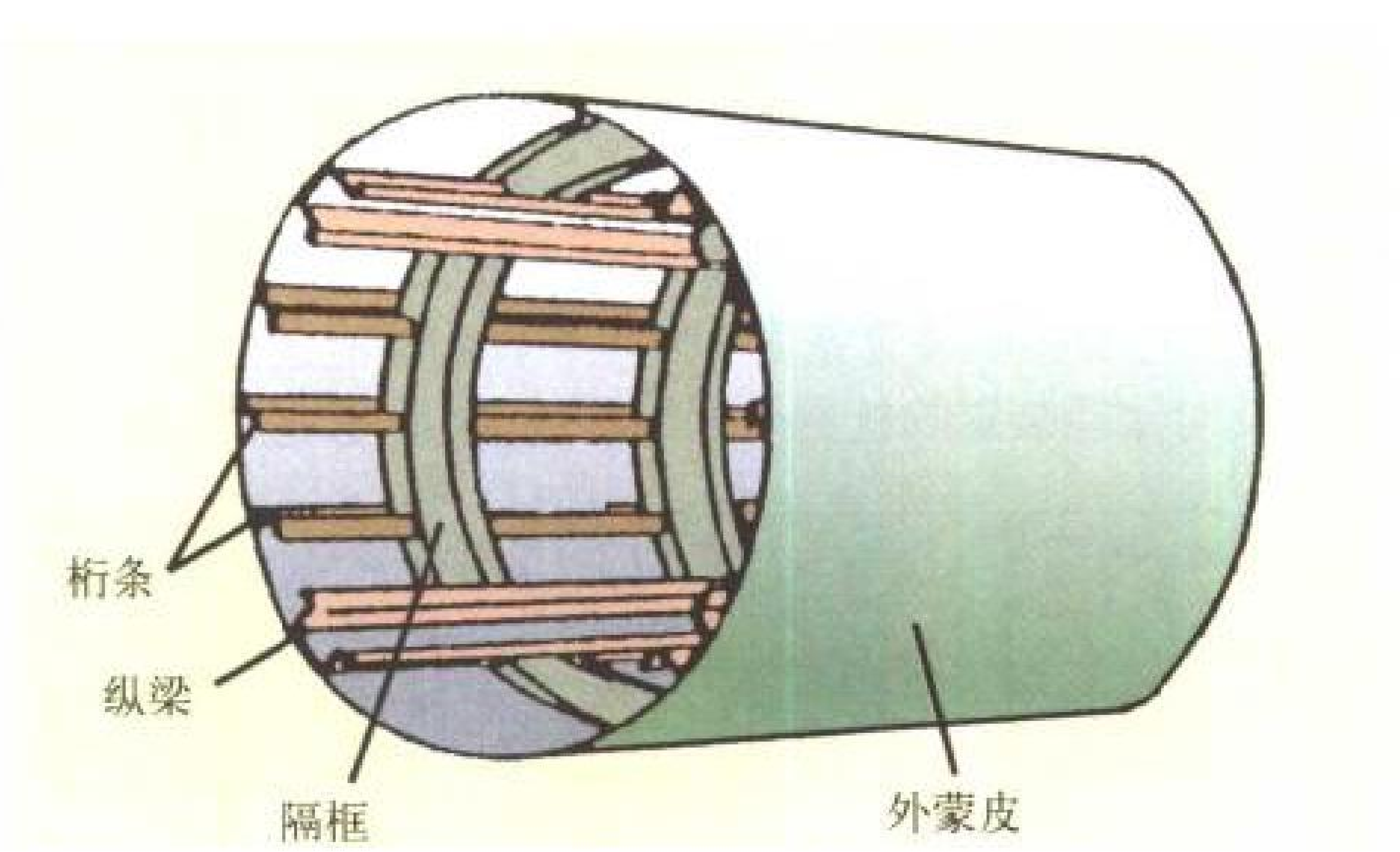
航天器　spacecraft　在地球大气层以外的宇宙空间（太空），按照天体力学的规律运行，执行探索、开发或利用太空及天体等特定任务的飞行器。分为无人航天器（人造地球卫星和空间探测器）和载人航天器（载人飞船、空间站和航天飞机等）。它是航天系统的主要组成部分。航天器在地球大气层以外运行，摆脱了大气层阻碍，可以接收到来自宇宙天体的全部电磁辐射信息，开辟了全波段的天文观测；航天器在近地空间飞行或行星际空间飞行，实现了对空间环境的直接探测、对月球和太阳系天体的逼近观测与直接取样观测；环绕地球运行的航天器从几百千米到数万千米的距离观测地球，迅速而大量地收集有关地球大气、海洋和陆地的各种各样的电磁辐射信息，直接服务于气象观测、军事侦察和地球资源勘察等方面。人造地球卫星作为空间无线电中继站，实现了全球通

信和广播；作为空间基础点，可以进行全球导航和大地测量；利用高真空、强辐射等特殊环境，进行各种重要的科学试验。空间探测器，可以对月球或行星进行近距离和长期的反复观测；利用在月球或行星表面硬着陆前的短暂时机进行探测；利用在月球或行星表面软着陆，进行实地考察或取回样品送回地球研究。载人航天器，可以在各种空间活动中发挥人的主观能动性；进行轨道上失重和空间辐射等因素对人的影响的研究，发展航天医学；进行近地轨道飞行，试验各种载人航天技术，如轨道交会和对接，航天员出舱活动等；进行载人登月活动；利用太空高真空、高纯净和微重力等环境，开展新工艺、新技术的研究；为人们在空间长期居住，开展航天活动和开发太空资源提供场所。

（撰写：孙家栋　侯深渊　朱毅麟　吴开林）

hangtianqi banyingkeshi jiegou

航天器半硬壳式结构　spacecraft semi-monocoque structure　又称加肋薄壳结构。由薄壁蒙皮用桁条与隔框等加肋件支承组成的壳体结构（见图）。航天器结构中金属（常用铝合金）材料半硬壳式结构是用铆接或焊接将加肋的桁条、隔框固定在薄壳上；复合材料（常用碳纤维／环氧）半硬壳式结构是用胶接工艺将加肋的桁条、隔框粘接在薄壳上，必要时还辅以



半硬壳式结构

铆接或螺接进行加固。半硬壳式结构与光壳相比，具有承载能力强、刚度高的优点。除此之外，由于有桁条、隔框的加强，半硬壳式结构能适应开孔要求。为此，半硬壳式结构广泛应用于航天器的主承力结构中，例如返回式卫星的舱体、各类航天器的中心承力筒和适配器等。

（撰写：冯纪生　审订：吴国庭）

hangtianqi biaomian chongdian

航天器表面充电　spacecraft surface charging　空间运行的航天器与周围等离子体、磁场和太阳辐射等环境因素的相互作用，导致电荷在航天器表面上积累，使航天器表面与空间等离子体间或者航天器不同部分表面间出现相对电位差的现象。引起航天器表面充电的等离子体粒子能量较低，一般在50 keV以下。这种粒子几乎不能穿透航天器表面（入射深度在微米量级以内）而在表面积累，当电荷积累到一定程度，其产生的电场超过该表面材料的耐压阈值时，表面材料被击穿，出现静电放电。静电放电产生的电脉冲会干扰航天器设备，甚至导致航天器失效。航天器表面充电电位有正也有负。太阳光照引起光电子发射可造成正电位，但电位绝对值一般较低。大量出现的是等离子体中的电子为主要充电因素造成的负电位表面充电现象，这是因为电子的速度比离子的速度大得多，会在航天器表面迅速积累电荷。负电位的数值与等离子体的电子能量有关，实测的最高负电位可达到20 kV左右。高电位的航天器表面充电事件主要出现在地球静止轨道的子夜到早晨间。在低地球极地轨道上会出现1～2 kV的充电事件，虽比地球静止轨道的电位低，但因周围的等离子体具有高导电性，也容易引起静电放电。航天器表面充电的电位还受其他因素影响，如表面材料、光照、航天器结构、大小和形状等。航天器表面充电和地磁活动关系密切，高充电往往发生在大的磁亚暴期间。现已发展了多种技术来避免航天器表面出现高电位差，例如使航天器所有表面导体接地、表面覆盖导电薄膜、使用带电粒子发射器和合理选择表面材料等。

（撰写：吴中华　审订：都亨）

hangtianqi biaomian chongfangdian moni shiyan

航天器表面充放电模拟试验　spacecraft surface charging and discharging simulation test　模拟航天器表面在空间等离子体和太阳紫外线作用下产生充放电现象的地面试验。造成航天器表面充放电现象的空间等离子体主要是地球辐射带、电离层等离子体和极光等离子体。通常，在磁宁静时期，地球静止轨道航天器表面充电电位仅为几个电子伏，不会影响航天器正常运行。在磁层亚暴时期，大量高温等离子体从磁尾注入到地球静止轨道，使航天器表面充电达几千伏甚至更高，并可能发生有害的放电现象。所以，有时也将地球静止轨道的充放电模拟试验称作磁层亚暴环境模拟试验。近年来，随着大尺寸航天器和高压太阳电池阵的出现，近地轨道航天器充放电问题也变得突出。航天器表面充放电模拟方法主要采用电子枪或电子枪阵。中低轨道模拟试验还应加上电离层等离子体模拟环境。有时，仅为了模拟放电干扰，可采用电弧源在大气环境中进行放电试验。模拟方法分电容驱动法和直接电流注入法。表面充放电对航天器造成的危害主要是放电击穿，它会损坏航天器表面材料、组件及分系统，同时产生电磁干扰。　（撰写：童靖宇　审订：成致祥）

hangtianqi budengliang chongdian

航天器不等量充电　differential charging of spacecraft　航天器在空间等离子体环境中运行时，由于不同部位的航天器表面所处的条件不同，在充电过程中使航天器各部分的表面具有不同电位的现象。达到不等量充电平衡一般比较缓慢，需要几分钟到几十分钟甚至更长的时间。航天器表面材料具有不同的发射和吸收粒子的能力，只有部分航天器表面受到太阳光照、存在空间电磁场，空间等离子体呈现各向异性分布等，这些都是引起航天器不等量充电的因素。在两个不同的航天器表面之间可形成1～2 kV的电位差，甚至更高。由于接触空间等离子体的航天器表面不可能都为导体，电位差不会自动消失，因此航天器不等量充电现象是普遍存在的。大多数航天器表面充电效应是由不等量充电引起的，从工程防护的角度考虑，不等量充电危害更大，在航天器设计和制造中更须注意。

（撰写：吴中华　审订：都亨）

hangtianqi cekong

航天器测控　tracking, telemetering and command to spacecraft　对航天器进行跟踪测轨、遥测和遥控的简称。现代航天器测控已将跟踪测轨、遥测和遥控综合在一起，用统一的微波信道传输。在载人航天中，航天器测控还具有航天员和航天测控中心之间的话音和电视传输功能。（撰写：赵正才　审订：盛杰）

hangtianqi changqi guanli

航天器长期管理 long-term management of spacecraft 航天器投入应用至工作寿命结束期间内，地面测控系统对航天器及其有效载荷进行的一系列测量和控制的过程。其主要任务是：地面测控系统跟踪测轨，确定航天器轨道；接收遥测数据，监视航天器工作情况；根据航天器运行情况进行轨道、姿态控制，使其正常飞行；对航天器设备配置进行管理；对航天器故障进行应急处理等。随着实用航天器寿命变长和控制管理的复杂化，应尽量使航天器及其有效载荷的例行操作管理实现自主化，地面测控系统也尽量实现自动化。

（撰写：李卓英 审订：刘志逵）

hangtianqi chongdian xiaoying

航天器充电效应 effect of spacecraft charging 航天器与空间等离子体环境相互作用，导致航天器表面或内部充电而引发的一系列效应。表面充电引起的局部电场改变了航天器周围的带电粒子环境，对空间等离子体环境测量有很大影响。充电产生的静电场还会影响需要使用静电场控制的仪器。航天器表面充电会加重表面污染，从而改变表面材料的热性能。严重的充电现象会导致航天器静电放电。放电效应会击穿材料，长期的放电会改变材料的热、电性能，例如使太阳电池防护层变黑，导致电池功率下降。如果静电放电产生的电磁脉冲耦合到航天器的电子线路中或被航天器上的仪器接收，并误认为是工作指令等，都可能使航天器出现误操作，严重时可导致设备损坏直至整个航天器系统失效。和周围等离子体有电位差的导体暴露在等离子体环境中会出现电流泄漏现象，这种现象在太阳电池阵上出现较多。电流泄漏导致有效功率耗散在空间等离子体中，造成电能损失。为了避免航天器充电带来的危害，在航天器的设计和制造阶段就应该充分考虑这一问题，尽量避免或降低航天器充电现象。对充电引起的效应也要有充分的防范，使得即使出现充电和放电现象，也能最大限度地保障航天器的安全。 （撰写：吴中华 审订：都 亨）

hangtianqi chongji huanjing shiyan

航天器冲击环境试验 shock environment test for spacecraft 用于验证航天器组部件、分系统和系统在预计的冲击环境作用下（特别是对高频敏感的器件和设备）的完好性和环境适应性的试验。冲击载荷是由于级间分离、整流罩分离或太阳帆板展开时火工品爆炸引起的，它具有高冲击加速度（几千个g）、高频（> 1000 Hz）和短持续时间（< 20 ms）的特点。系统级爆炸分离冲击试验在原型结构上进行，并要测量航天器上各关键设备的冲击响应环境。部件级冲击试验条件应满足所要求的冲击响应谱，并要求冲击持续时间与实际环境一致。冲击响应谱的频率范围为100～10000 Hz，频率间隔为1/6倍频程，放大倍数Q=10。中等规模部件的冲击试验一般在电动振动台上进行。用子波叠加和闭环控制，使冲击响应谱允差满足试验要求。也可在冲击模拟器（如谐振板）上进行，采用火工品爆炸或冲击锤激励。根据试验前的标定，确定冲击模拟器的试验参数，以保证冲击响应谱允差满足试验要求。这种方法能更真实地模拟实际爆炸冲击环境。

（撰写：俞云书 审订：白松波）

hangtianqi daohang

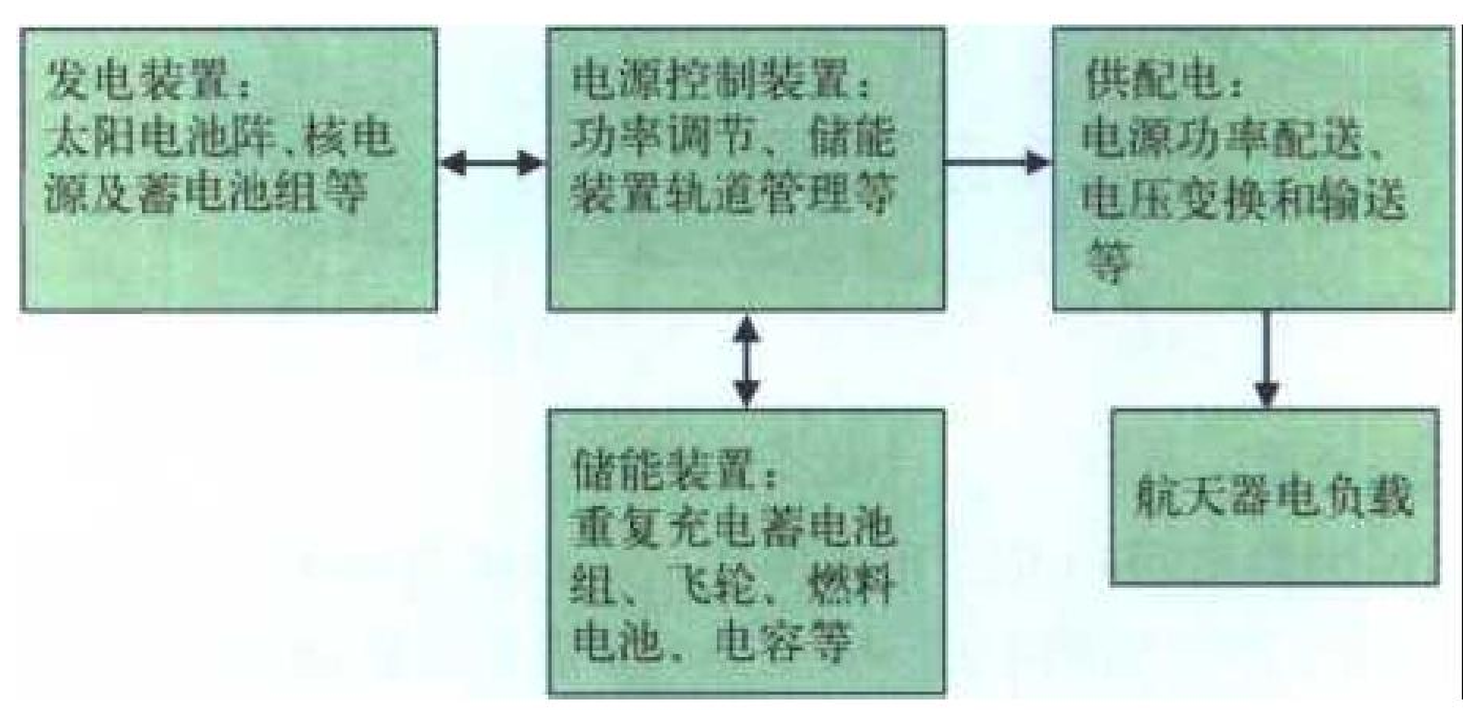
航天器导航 spacecraft navigation 给出受控航天器的位置矢量和速度矢量以确定航天器轨道的方法和过程。在两个航天器交会对接的运动控制过程中需要相对导航，即确定它们之间的相对位置和相对速度。导航的主要目的是实现轨道控制。有时也需要利用导航信息来给出航天器上有效载荷所需的指向和处理有效载荷的数据。载人航天器中需要通过仪表向航天员显示导航参数。不同用途对导航参数的要求不同，例如姿态确定常常要求知道轨道根数，返回控制常常要求知道航天器相对于地球的位置和速度。

按照导航数据的获得是否依赖于地面设备的支持，航天器导航可分为自主导航、非自主导航和半自主导航3类。常见的非自主导航有利用地面站对航天器进行跟踪测量并完成轨道确定和利用跟踪与数据中继卫星进行测轨两种方法。自主导航是不依赖于地球上或其他天体上的人造设施的轨道确定方法，有天文导航和惯性导航等。半自主导航是介于自主与非自主之间的导航方法，如美国的“全球定位系统”卫星和俄罗斯的“全球导航卫星系统”卫星就采用半自主导航。

（撰写：孙承启 审订：吕振铎）

hangtianqi dianyuan xitong

航天器电源系统 spacecraft power system 航天器上由发电装置、储能装置、电源控制装置、功率分配和输送等组成的系统。为航天器各个飞行阶段产生、储存、调节、分配、输送和管理电能，直至航天器寿命终止。典型的电源系统结构如图所示。发电装置的任务是产生电功率，在日照期间为航天器的用电负载供电，同时给储能装置充电或储存热能。储能装置的任务是在日照期间完成能量储存和为航天器运行在地影期间提供能量。电源控制装置完成对发电装置和储能装置的功率调节，以及对储能装置的轨道管理等任务。供配电完成电源功率



航天器典型电源系统结构

分配、电源电压变换、输送电功率到负载等任务。

（撰写：陈小宽 审订：褚桂柏）

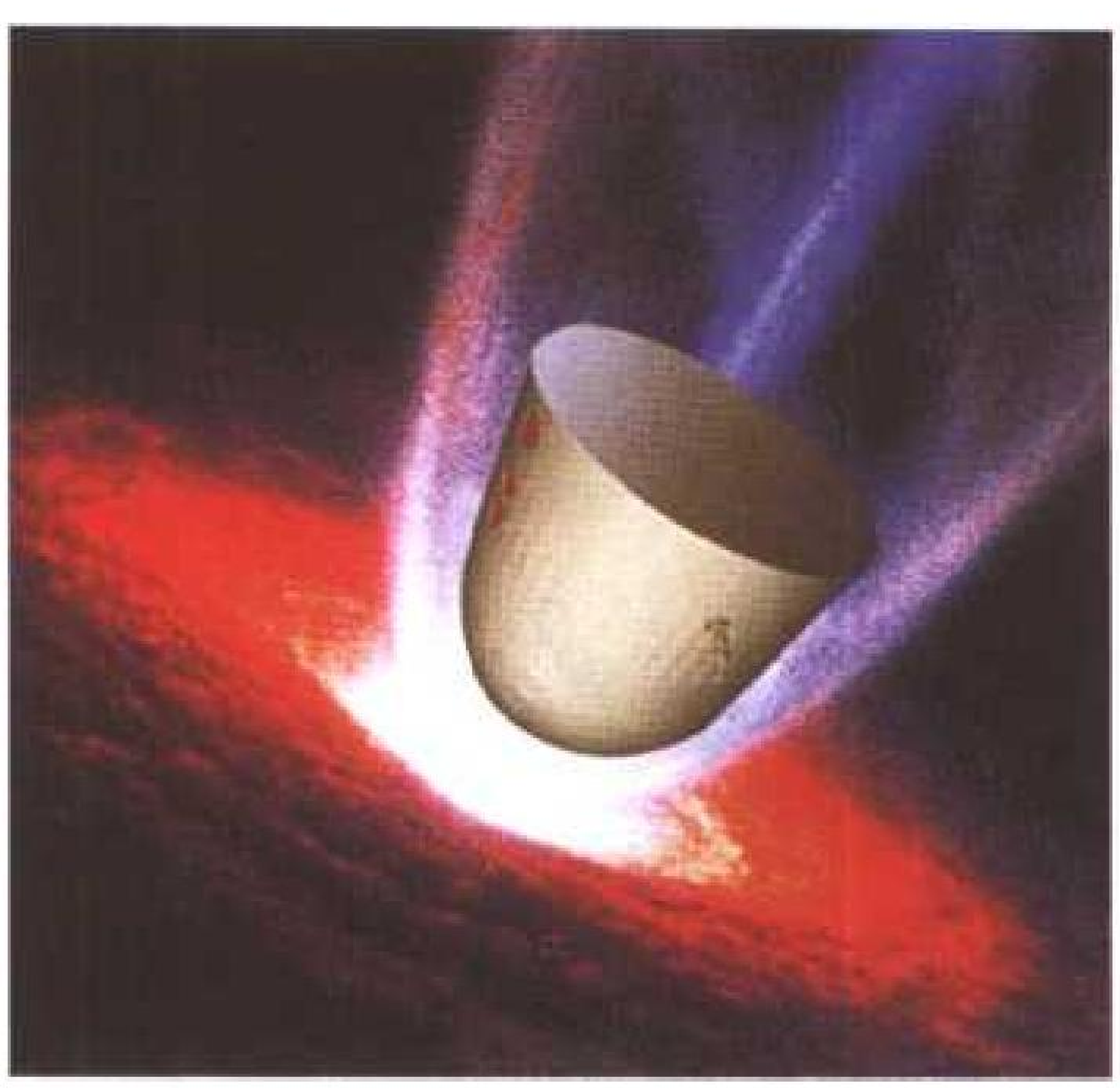
hangtianqi fashe sheshi

航天器发射设施 facilities for spacecraft launching 用于航天器（含运载火箭，下同）发射前准备与发射的各种设备和工程建筑的统称。航天器发射设施按其作用可分为用于起吊、转载和对接航天器的起重设备；用于转运航天器和推进剂的运输设备；用于支承火箭并对其进行垂直度与方位调整的发射支承设备；用于转注和加注推进剂的加注设备；用于给航天器提供高压气体的供气设备；用于给航天器供电、配电的供电设备；对航天器进行初始定位定向的地面瞄准设备；对火箭进行水平和垂直测试以及最后实施点火、发射和控制的测试及发射控制设备；用于扑灭意外火灾和清洗的消防设备；对航天器及地面设施进行维护、保养的辅助设备；另外还有调温、时统与通信、生命保障、安全控制和轨道测量等设备。

（撰写：雷印西 审订：魏其勇）

hangtianqi fanhui jishu

航天器返回技术 spacecraft returning technology 使返回式航天器的返回部分(称为返回器)沿其运行轨道直接进入,或离开它原来的运行轨道,沿转变后的轨道进入地球稠密大气层,安全通过地球稠密大气层并最终在地面安全着陆的技术。由于返回器是先穿过地球稠密大气层到达太空轨道、后又进入地球稠密大气层返回地面,因此一般把返回器进入地球稠密大气层称为再入地球稠密大气层。返回式航天器在太空完成预定的任务后,其乘(装)载有航天员、信息载体、实验制品或太空产品的返回器需返回地面。返回器的返回是一个减速和下降的过程,即消耗它相对于地球的机械能(动能与位能之和)的过程。航天器返回技术的实质就是对返回器所具有的巨大机械能的处置。返回器的返回过程一般可分为以下4个阶段:(1)脱离原来的运行轨道(简称离轨);(2)过渡段;(3)再入段;(4)着陆段(见图)。返回器具有的巨大机械能主要在再入着陆阶段中通过气动阻力做功消耗掉,因此返回技术可以通过返回器气动外形设计、再入方式选择和再入轨道控制,对再入过程中的能量转换加以管理。返回技术是复杂的综合性技术。返回器气动外形设计、再入防热、返回控制以及回收和着陆是航天器返回的关键技术。1975年11月26日,中国返回式卫星首次发射成功,该卫星在轨道上正常运行3天后,其返回舱按预定计划返回地面,使中国成为世界上第三个掌握航天器返回技术的国家。截至2000年底,中国共成功地发射了17颗返回式卫星和1艘无人试验飞船,除1颗返回式卫星的返回舱返回失利外,其他返回舱均安全返回地面。



返回器再入大气层

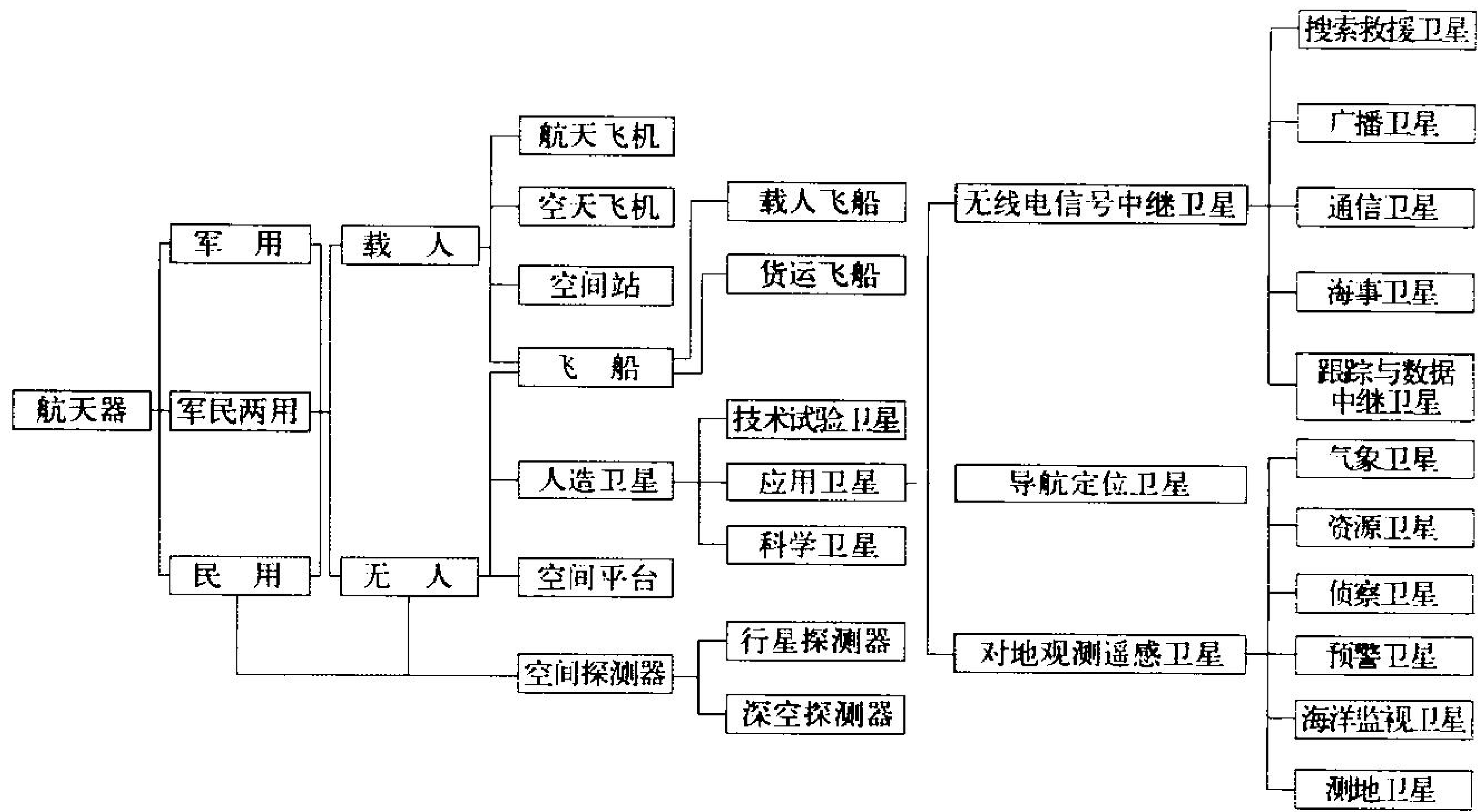
(撰写:李惠康 审订:李大耀)

hangtianqi fangdian

航天器放电 spacecraft discharging 航天器在空间等离子体环境中,表面或表面材料深层充电后,局部电场强度超过该处的静电击穿阈值所发生的电荷释放现象。由空间环境引起的航天器异常或故障事件中,约有三分之一是由于静电放电引起的。这种静电放电持续时间一般在0.1~1 μs量级。最大放电电流可达几分之一安培到几十安培。放电产生的电磁脉冲以电磁波的形式向外传播。如果放电发生在电路中,则电路中直接出现干扰脉冲电流。放电强度和频率取决于积累的电荷量、材料特性等多种因素。 (撰写:吴中华 审订:都亨)

hangtianqi fenlei

航天器分类 classification of spacecraft 按照航天器的轨道性质、科学与技术特点、实际应用、质量大小等对航天器进行的归类和命名。从技术角度和应用目的对航天器的分类大致可以分为4个层次(见图)。从不同角度出发还有若干分类方法,例如,根据卫星质量的大小,可将其分为大卫星(> 500 kg)、小卫星(≤ 500 kg)、微小卫星(≤ 100 kg)、纳米卫星(≤ 10 kg)和皮卫星(≤ 1 kg);根据航天器功能和可执行任务的多寡可分为单一用途航天器和多用途航天器;根据轨道不同可分为低轨道、极轨道、太阳同步轨道、地球同步轨道、星际轨道航天器等。此外还有其他一些分类方法,且各种分类名称之间有蕴含关系和一定交叉。在实际中使用最广泛的分类方法是按应用进行的分类。



从技术和应用角度对航天器进行分类

(撰写:刘恒振 审订:李双庆)

hangtianqi genzong cegui

航天器跟踪测轨 tracking and orbit determination of spacecraft 指对航天器进行跟踪,测量其运动参数,并确定其飞行轨道。它分为无线电跟踪测轨和光学(光电)跟踪测轨两类。前者一般指先由地面站完成对航天器的无线电频率和角度(方位和仰角)捕获,使天线波束的指向自动地追随航天器而运动,从而建立航天器和地面站之间的无线电信道,以测量航天器相对地面站的距离、距离变化率、方位和仰角等运动参数,据此确定航天器的飞行轨道。后者是指由地面站采用目前常用的光电经纬仪、激光雷达和电视跟踪测量系统等手段,跟踪并测量航天器相对地面站的距离、方位和仰角等运动参数,确定航天器的飞行轨道。无线电跟踪测轨和光学(光电)跟踪测轨比较,具有作用距离远、全天候和全天时的特点。但激光雷达的测量精度远高于无线电测量设备。随着激光技术的发展,光学(光电)跟踪测轨与无线电跟踪测轨相辅相成,不可相互替代。

(撰写:赵正才 审订:盛杰)

hangtianqi gongzuo huanjing

航天器工作环境 spacecraft operation environment 广义上指航天器地面生产、总装、试验和测试、发射和轨道飞行返回时所处的外部环境;狭义上仅指航天器正常飞行时的外部环境。航天器的工作环境包括如下内容:振动、冲击和噪声;温度、湿度和大气压力;空气中的悬浮尘粒和有机物污染环

境；地面电磁场环境空间高能粒子强度和通量密度等辐射环境；空间失重环境；冷黑空间环境；空间电磁场环境；热真空环境、真空环境、冷黑环境、空间碎片、原子氧、电子、质子环境等。为了保证航天器能在地面环境、发射环境和轨道环境下以及在规定的寿命期内正常工作，必须对航天器进行专门的环境相容性设计，在有控环境下进行生产、组装、总装和性能测试，采用专门的环境试验设施进行各种环境试验。

（撰写：姜林山　审订：盾兰君）

hangtianqi gongyongcang

航天器公用舱 spacecraft multimission module 只需进行局部修改，就可支持不同种类航天器有效载荷工作的航天器舱。航天器一般由几个舱段组成，将完成特定任务的有效载荷集中安置在一个舱段内，而将支持有效载荷工作的服务（保障）系统，如结构与机构、热控、姿态控制、测控、电源、数据管理（星务管理）、推进以及总体电路等分系统，分别安置在一个或两个舱内。航天任务不同、有效载荷功能不同，必须设计不同的有效载荷舱。而服务（保障）系统的功能基本相同，因此可以设计公用的服务舱、推进舱（或返回舱）。针对不同有效载荷的不同要求，只要进行局部修改就能支持其工作。设计公用舱可缩短航天器研制周期，节省研制经费，这是航天器设计采用成熟技术的一个典型例子。

（撰写：吴开林　审订：冯纪生）

hangtianqi gonglü pingheng fenxi

航天器功率平衡分析 power balance analysis of spacecraft 根据航天器任务要求，对轨道工作环境下由太阳电池阵—蓄电池组构成的电源系统的输入／输出功率进行平衡分析计算，以验证电源系统设计的合理性，进行电源系统设计验证的一种分析方法。电源系统功率平衡分析按以下程序进行：(1) 按轨道和太阳电池阵特性计算出太阳电池阵发出的功率；(2) 列出电源系统配置方案；(3) 列出所有有效载荷工作模式并进行归纳、总结；(4) 列出电源系统各部分电性能指标；(5) 统计各工作模式下整星功率；(6) 结合轨道特性，安排有效载荷相应的工作模式；(7) 按设计指标要求建立电源系统功率平衡分析的基本模型；(8) 分析电源系统的功率平衡，对有效载荷工作模式进行预估，调整有效载荷的工作模式；(9) 通过热真空试验对模型进行验证、分析；(10) 功率平衡分析模型的修改、完善；(11) 选择有效载荷在轨工作模式，计算功率平衡；(12) 实施在轨管理，确保星上功率的相对平衡。功率平衡分析工作贯穿于电源系统设计始终。在航天器设计、大型试验及在轨管理的所有阶段，均需进行功率平衡分析，以确保航天器稳定、可靠和安全地运行。（撰写：韩波　审订：姜林山）

hangtianqi gouxing

航天器构型 spacecraft configuration 航天器整体的基本空间构架和形式。航天器构型包括航天器的总体空间布局、航天器各舱段划分、航天器外廓尺寸与形状等。航天器的构型要满足以下几方面的要求：(1) 满足航天器及其分系统的功能和性能要求；(2) 适应外层空间环境和航天器工程系统限制条件及接口关系的要求；(3) 满足模块化设计和集成化布局的要求；(4) 避免或减少来自外部和内部的各种干扰；(5) 满足其他特殊要求。航天器构型设计需根据航天器总体性能指标的要求，将组成航天器的各分系统与其主要组成部分（子系统、仪器、设备等）组合成一个机、电、热接口关系协调一致、能够实现航天器功能和性能要求的整体。

（撰写：张国斌　审订：焦清德）

hangtianqi guidao kongzhi

航天器轨道控制 spacecraft orbit control 对航天器施以外力，有目的地改变其质心运动轨迹的过程。轨道控制按应用方式可分为4类：(1) 变轨控制和轨道机动。其作用是使航天器从一个自由飞行段的轨道转移到另一个自由飞行段的轨道。变轨前后的两个轨道既可共面，也可不共面。这种控制经常用于初始轨道捕获，地球静止卫星的轨道转移、定点捕获及定点位置改变，从地球到月球的飞行和星际飞行中途变轨等。(2) 轨道保持。其目的是克服摄动影响，使航天器轨道的某些参数值保持在允许的范围内。轨道保持主要有下列几种形式：地球静止卫星的位置保持；对地观测卫星的轨道保持；具有轨道扰动补偿器的自主轨道保持和相对于其他卫星的相对位置保持。(3) 轨道交会。使航天器能与另外一个航天器在同一时期以相同速度到达空间同一位置而进行的控制过程。轨道交会过程通常可分为远程导引阶段、近程导引阶段和停靠阶段。(4) 返回控制。使航天器脱离原来的运行轨道进入地球大气层实现返回的控制。航天器从外层空间返回地面一般要经历离轨、过渡、再入和着陆等阶段。航天器轨道控制常采用以脉冲方式工作或连续工作的化学发动机（如固体火箭或液体火箭），以及长时间连续工作的低推力离子发动机等。

（撰写：李果　审订：李铁寿）

hangtianqi huishou xitong

航天器回收系统 spacecraft recovery system 返回式航天器上为回收返回器而设置的各种装置的组合。回收属航天器返回过程的最后阶段——着陆阶段，回收系统是弹道式和半弹道式返回器必不可少的重要组成部分。航天器回收系统的组成包括：(1) 气动减速装置：通常采用降落伞系统；(2) 着陆缓冲装置：用于尽可能减小返回器的着陆冲击过载峰值，常用的有缓冲发动机、缓冲气囊及其他缓冲结构；(3) 标位装置：通过光、声、电波等多种途径帮助回收工作人员及时标定返回器的落点位置，通常以无线电信标机和GPS装置为主，辅以闪光灯、海水染色剂等；(4) 控制—作动装置：功能是控制和执行各项回收动作，控制元件有时间程序机构、高度开关、过载开关等，作动机构主要是弹伞筒、解锁器、分离器等火工装置。有特殊要求的返回器，回收系统还包括为返回器在海上溅落时提供附加浮力的漂浮装置、把返回器在溅水后扶正到正常稳定姿态或使返回器在



"联盟号"载人飞船回收系统工作情况

1—返回舱；2—弹射伞舱盖；3—大面积引导伞；4—小面积引导伞；5—减速伞；6—减速伞分离，拉出主伞；7—主伞收口状开伞；8—主伞伞衣松口，开始张满；9—底部防热罩分离；10—转为对称悬挂姿态，信标机开机；11—缓冲发动机点火；12—落地，主伞分离

陆地着陆后处于直立姿态的扶正装置。

（撰写：沈祖炜 审订：李大耀）

hangtianqi jidong feixing

航天器机动飞行 maneuver flight of spacecraft 航天器有目的地改变原来轨道或保持轨道位置的过程。根据不同的目的，机动飞行可分为：(1) 轨道转移。从一条轨道到另一条轨道的转移。包括同平面轨道变换和轨道面改变。通常，除了近地卫星可以由运载火箭直接送入卫星工作轨道外，其他卫星都需要通过轨道转移进入工作轨道，有时还要通过多次转移。(2) 轨道交会和拦截。两个航天器同时到达空间同一点叫轨道拦截；两个航天器不但同时到达空间同一点，而且速度相同叫轨道交会。(3) 轨道保持和轨道修正。轨道保持是为了克服某些摄动力的影响而进行的轨道控制，使航天器轨道满足任务要求。轨道修正是为了提高轨道精度而进行的轨道控制。(4) 从轨道上返回地球或在其他星体上降落。(5) 为适应新的任务要求，如静止卫星重新定位，或为了躲避攻击时进行的轨道改变。

（撰写：范秦鸿 审订：张荣保）

hangtianqi jigou

航天器机构 spacecraft mechanism 在航天器上产生某种特定动作的装置。机构至少包括一个动力源和一个执行元件。动力源用于驱动机构中的执行元件；执行元件用于执行特定的动作。大多数机构还包括某种类型的反馈装置，用于向机构控制系统提供动作执行后的信息。由于航天器机构具有许多特殊的运动部件，对它们在空间环境中完成动作的可靠性要求非常突出，其设计要求与航天器结构有许多不同之处。随着航天技术的发展，在航天器上应用的机构愈来愈多和愈来愈复杂，例如使星箭分离的连接分离机构；使太阳电池阵、天线或其他部件展开的各种释放机构和展开机构；使航天器如空间站各舱段或它们与航天运输系统如飞船和航天飞机实现交会对接的空间对接装置等。它是航天器的一个关键分系统。

（撰写：陈烈民 审订：赵坚成）

hangtianqi jiegou

航天器结构 spacecraft structure 航天器各种受力和支承构件的总成。航天器结构的功能是安装、连接航天器中的各种仪器设备和动力装置，承受地面操作、发射、轨道飞行和返回地面时的外力载荷，它应具有足够的刚度，能保持航天器的完整性。航天器结构的基本要求是可靠性高、质量小、成本低。航天器任务的多样性决定了航天器结构形式的多样性。航天器结构一般分为卫星结构、空间探测器结构、载人飞船结构、航天飞机结构和空间站结构等。早期的卫星大多为固定式结构，目前很多卫星和空间探测器采用了一些可展开式的结构。例如，太阳帆板结构、大型天线结构等。这种结构在发射时收藏在运载火箭整流罩的有限容积内，进入轨道后伸展成大型的柔性结构，以增加航天器的功能。微小型卫星开创了卫星结构与仪器设备结构完全融合成一体的新颖的结构形式。对返回地面或进入行星表面的返回式卫星、载人飞船和行星探测器等，又形成了与再入防热、着陆、救生、生命保障和行星探测等要求相适应的许多特殊结构。航天飞机的面世发展了一种可重复使用的航天器结构。大型空间站的建设，由于需要多次发射并在轨道上装配组合，从而发展了能在空间轨道装配和对接的相关结构。

（撰写：冯纪生 审订：吴国庭）

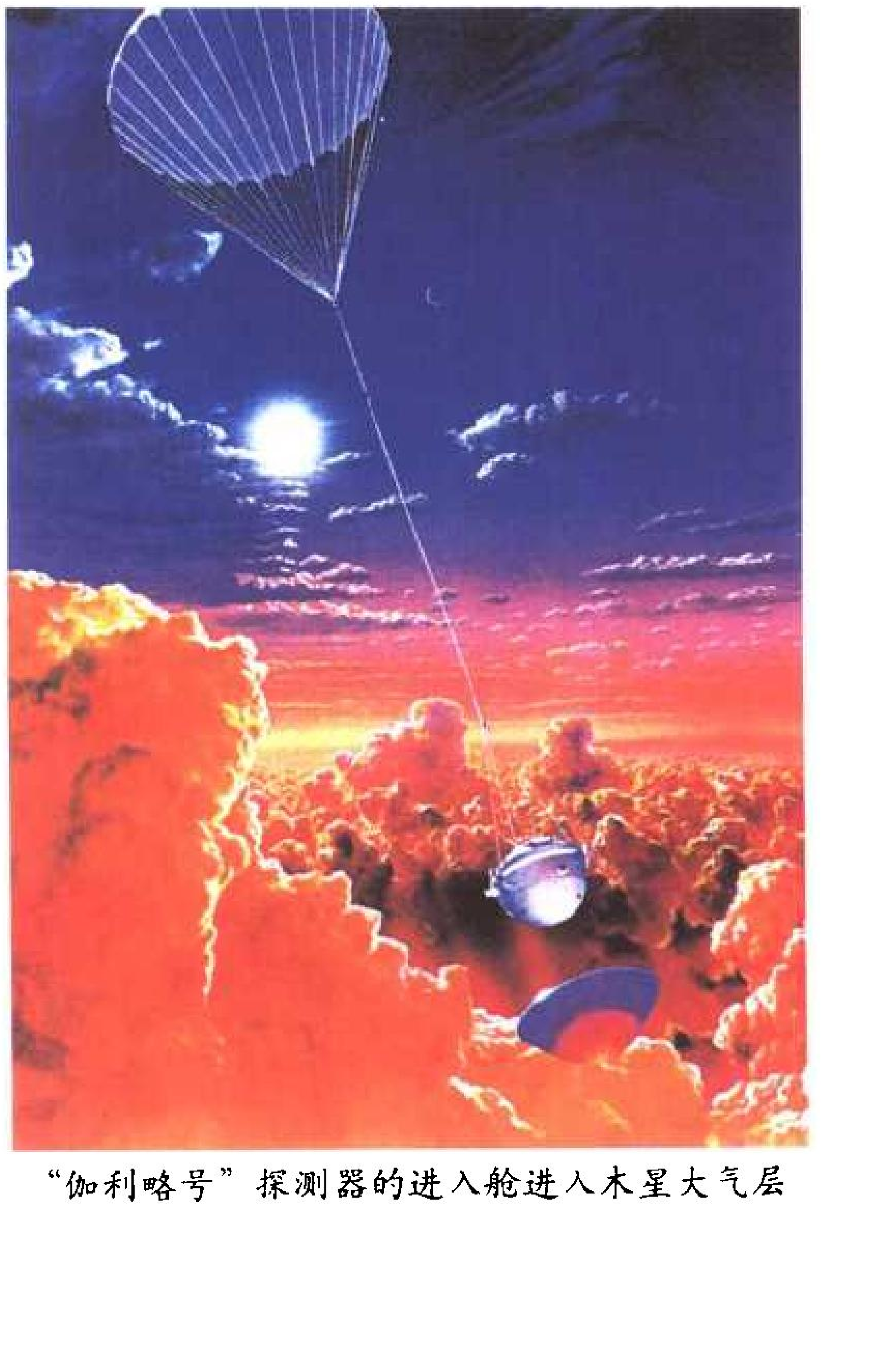
hangtianqi jiegou cailiao

航天器结构材料 spacecraft structural material 航天器结构件所用材料的总称。航天器所用的材料与飞机、火箭和导弹材料基本相同。人造地球卫星与空间探测器的材料大多采用铝合金和镁合金，要求高强度的部件则采用钛合金和高强度钢。为提高刚度和减小质量，已开始采用高模量石墨纤维增强的新型复合材料。航天器上的大面积太阳翼为铝合金加筋板或夹层板结构，后来改用石墨纤维复合材料作面板的铝蜂窝夹芯结构，更先进的轻型太阳翼则以石墨纤维复合材料作框架，蒙上聚酰胺薄膜。面积更大的柔性太阳翼全部用薄膜材料制成。大型抛物面天线原来多采用铝合金或玻璃钢制造，但随着天线指向精度的提高，已改用线膨胀系数极小的轻质材料。超大型天线可制成可展开的伞状，其骨架由铝合金或复合材料制成，反射面为涂有特殊涂层的聚酯纤维网或镍—铬金属丝。载人飞船各舱段的结构材料大多是铝合金、镁合金和钛合金。再入舱段的侧壁采用辐射防热措施，外蒙皮为耐高温的镍基合金或铍板，内部结构为耐热钛合金。外蒙皮与内部结构之间填以石英纤维等各种隔热材料。再入舱的头部经受的热流高，须用与导弹头部相似的烧蚀材料。美国航天飞机的轨道器大部分用铝合金制造。支承主发动机的推力结构用钛合金制造，中机身的部分主框采用以硼纤维增强铝合金的金属基复合材料，货舱门用以特制的纸蜂窝作夹层结构的以石墨纤维增强的环氧树脂复合材料。

（撰写：陈烈民 审订：夏德顺 戴永耀）

hangtianqi jinru jishu

航天器进入技术 spacecraft entry technique 使进入器沿其运行轨道直接进入，或离开它原来的运行轨道沿转变后的轨道进入目标天体的稠密大气层，安全通过该天体的稠密大气层并最终实现安全着陆的技术。天体的稠密大气层是一个相对的概念，表示进入器在其中飞行时，气动作用不可忽略。当目标天体为地球时，进入式航天器就是返回式航天器，进入



“伽利略号”探测器的进入舱进入木星大气层

H

器就是返回器，进入技术就是返回技术。与航天器返回技术类似，进入技术的实质是对进入器相对目标天体的巨大机械能的处置，是由离轨技术、减速技术、防热技术和着陆技术等组成的综合性技术。当目标天体无大气层时，进入器应称为着陆器，进入技术就变成了减速和着陆技术，此时只能借助火箭发动机的能量进行减速。视目标天体（不含地球）的不同，进入有火星进入、金星进入、木星进入等，它们的进入方式一般采用弹道式进入的方式；着陆有火星着陆、金星着陆等，它们的着陆方式一般为垂直着陆。由于这些天体的大气层与地球大气层有很大差异，在设计其进入和着陆系统时，需要充分考虑该天体大气层的特点。

（撰写：陈国良　审订：李大耀）

hangtianqi juedui chongdian

航天器绝对充电　absolute charging of spacecraft　航天器在空间等离子体环境中运行时，由于航天器表面充电，使整个航天器的地电位相对于空间等离子体出现电位差的现象。达到绝对充电平衡的时间一般很短，在几分之一秒量级。

（撰写：吴中华　审订：都亨）

hangtianqi kekaoxing

航天器可靠性　spacecraft reliability　航天器在经历发射、轨道运行乃至返回等各种环境时，在规定的时间内完成规定任务的能力（概率）。航天器的可靠性是航天器的主要技术指标之一，它在设计中必须是可以预计的，在生产中必须是可以保证的，在试验中必须是可以测量的，在现场使用中必须是可以保持的。航天器可靠性工程包括可靠性设计、可靠性质量管理和可靠性试验3个方面，但最重要的是可靠性设计，它决定了航天器的固有可靠性水平。航天器的可靠性设计是从质层开始，先进行可靠性建模，开展故障模式影响分析（FMEA）、故障树分析（FTA），找出薄弱环节。可以采用容错和冗余设计，利用功能冗余技术，依靠地面和软件的支持进行重构来满足可靠性的要求。航天器的可靠性又取决于系统各个组成单元的可靠性，提高单元可靠性是提高整个航天器可靠性的基础。对一个可靠性串联系统而言，其中一个单元的失效会引起系统的故障，全系统的可靠性等于各个单元可靠性的乘积。单元设计时除了采用容错和冗余设计之外，还必须要对所使用的元器件进行筛选，剔除早期失效器件和工艺缺陷。由于航天器在飞行中，设备不能维修或很难维修与更换，故需进行甲级筛选试验，航空电子设备一般按乙级筛选。同时设计时要降额使用，以提高元器件的运行可靠性。航天器在研制和生产过程中实施全面质量管理，是实现航天器可靠性要求的基本保证。必须重视和加强单元和航天器的可靠性试验，以确保航天器的固有可靠性。

（撰写：吴开林　审订：吴健生）

hangtianqi kekaoxing shiyan

航天器可靠性试验　spacecraft reliability test　为考核航天器在规定工作环境和条件下，在设计的寿命周期内，实现规定功能所进行的环境试验。环境是试验条件和手段，可靠性是试验目的，故又称为航天器环境可靠性试验。其目的是提高航天器在发射、在轨运行及返回时工作的可靠性，减小风险。航天器运行环境严酷，单件生产，几乎不可维修，是高风险产品，因此形成了航天器独特而完整的环境可靠性试验规范。航天器可靠性试验可分为以发现潜在缺陷为目标的可靠性工程试验和以验证可靠性指标为目标的可靠性统计试验。可靠性工程试验主要有环境应力筛选和可靠性研制与增长试验。航天器的验收试验就是系统级（或组件级）的环境应力筛选，只有通过验收级试验项目考核的正样产品才能运往发射场（或装入航天器）。航天器（系统级、组件级）验收试验的目的是通过试验发现元器件材料、工艺和制造上的潜在缺陷，并剔除早期失效，来提高产品的可靠性，其试验项目比通常在其他产品上只有温度循环和随机振动两项的环境应力筛选项目多得多。可靠性研制与增长试验的作法是在研制中有计划地进行“试验—分析—改进”的过程，以便及早解决设计和工艺上的薄弱环节，以提高可靠性。可靠性统计试验原则上不适用于单件（至多几件）生产的航天器。

（撰写：刘锋　审订：鲍百容）

hangtianqi kongzhi xitong

航天器控制系统　spacecraft control system　又称航天器姿态和轨道控制系统。完成航天器轨道控制和姿态控制任务的系统。轨道控制是通过对航天器的质心施加外力，控制其速度和位置来控制其运动轨迹（轨道），满足航天器特定任务的要求。姿态控制是通过对航天器施加力矩，控制其绕质心的转动来控制航天器在太空的定向（航天器对某个参考系的姿态），满足航天器特定任务的要求。姿态控制包括姿态稳定和姿态机动。前者是保持已有姿态的过程；后者是把航天器从一种姿态转变为另一种姿态的再定向过程。按是否采用专门的控制力矩装置和姿态测量装置，又可把航天器姿态控制分为被动控制和主动控制两类。前者是利用航天器本身的动力学特性和环境力矩来实现姿态稳定的控制方式，如自旋稳定、重力梯度稳定等；后者利用姿态敏感器（如陀螺、地球敏感器、太阳敏感器、星敏感器等）测量确定航天器的姿态，用控制器处理测得的姿态信息，按照一定的控制规律来控制航天器上的执行机构（如反作用推力器、动量轮、控制力矩陀螺、磁力矩器等）产生作用在航天器上的力矩或通过动量交换改变航天器本体的角动量，从而达到控制航天器姿态的目的。

（撰写：王长龙　审订：潘科炎）

hangtianqi kongzhi xitong fangzhen

航天器控制系统仿真　spacecraft control system simulation　用系统模型代替真实或设想的系统，并以模型进行仿真试验，以对控制系统进行研究的技术。系统模型分为数学模型和物理模型。数学模型是对系统特性进行的数学描述，是用符号和数学方程式表示的一个系统的模型。物理模型是与实际系统物理效应属性相似的实体。航天器控制系统仿真试验方法可分为两类：(1) 数学仿真。用数学模型代替实际系统进行的系统仿真。由于数学仿真一般都在计算机上进行，又称计算机仿真。(2) 物理仿真。用物理模型代替实际系统进行的系统仿真，包括全物理仿真和半物理仿真。

航天器控制系统仿真是航天器研制过程中的重要方法和工具，其功能有：(1) 在控制系统方案设计阶段，通过数学仿真，验证系统方案，优化系统设计，调整参数，并对系统性能进行初步评价。(2) 在控制系统设备研制完成后，利用物理仿真，将这些实际设备接入仿真回路进行试验，进一步验证方案设计和技术设计的正确性，检查各设备间匹配关系和控制系统软件运行情况；(3) 航天器在轨飞行中若出现故障，可以应用仿真技术，进行故障分析、诊断和对策仿真。

（撰写：张新邦　审订：吴宏鑫）

hangtianqi kongzhi zhixing jigou

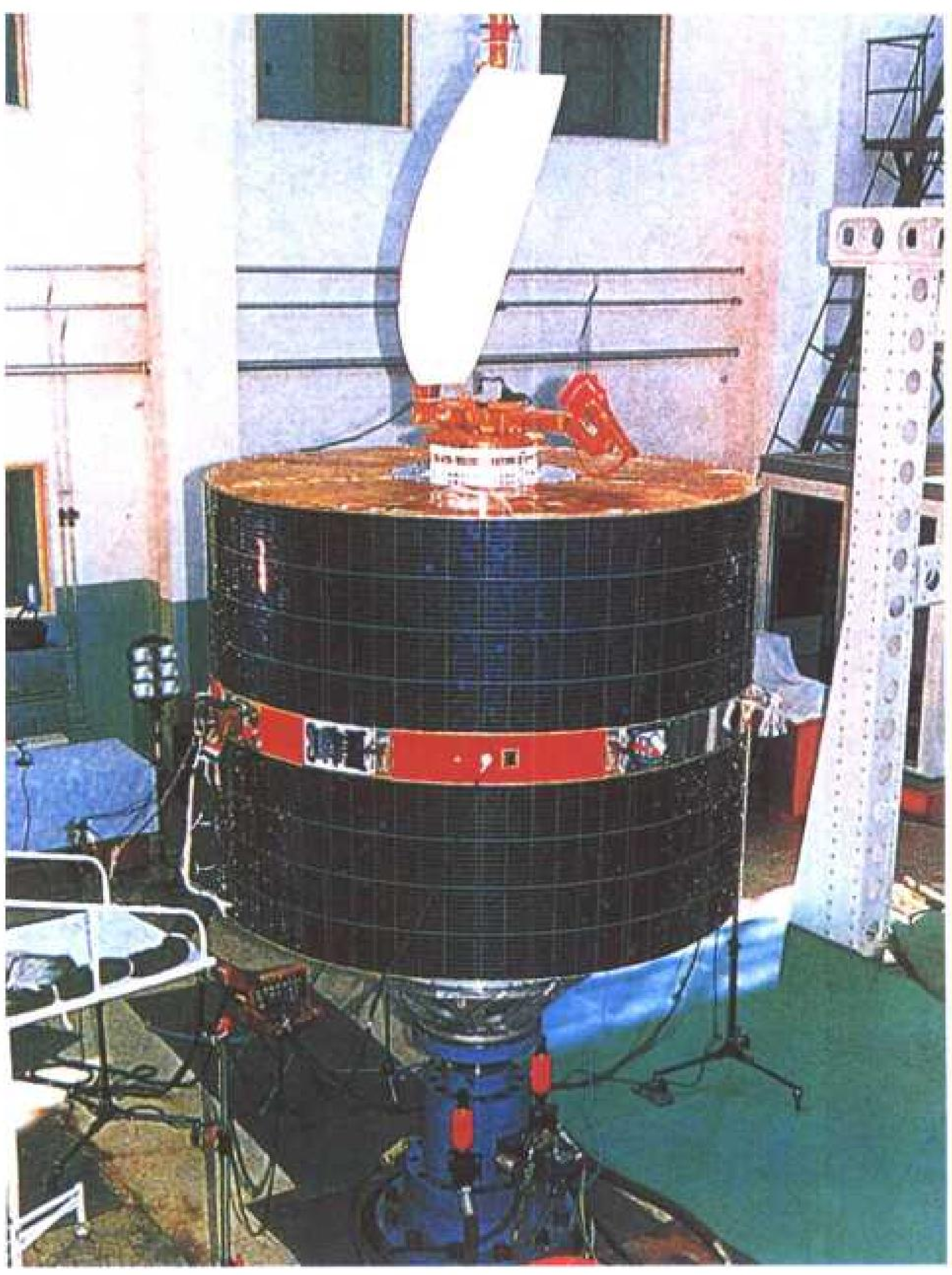
航天器控制执行机构 spacecraft control actuator 用于产生作用于航天器上的控制力和控制力矩的装置。用以实现航天器的轨道和姿态控制。控制力和力矩的大小与方向的指令由姿态控制律决定并由控制器给执行机构发送指令信号。它主要可分为3类：质量排出的反作用控制装置、动量交换装置、与环境场互相作用产生力矩的装置。质量排出型执行机构有冷气推力器、化学推力器(单组元和双组元)、电推力器以及离子或光子推力器。它以消耗工质为前提，工作寿命受所带工质限制。该装置的优点是各轴间无耦合。动量交换装置有反作用轮、动量轮、框架轮及控制力矩陀螺等。这类装置通过改变自己的动量产生作用于航天器上的控制力矩。其特点是长寿命且可提供线性连续控制，因而易于实现高精度控制。环境作用型装置有磁力矩器、重力梯度杆、太阳帆、气动板等。它们分别借助于地磁场、地球引力场、太阳辐射光压以及气动力的相互作用产生力矩实现姿态控制或动量管理。此外，常见的执行机构还有章动阻尼器，用于对姿态的章动运动进行阻尼；太阳电池阵驱动机构，用于驱动太阳帆板跟踪太阳；天线驱动机构，用于跟踪和数据中继卫星的天线跟踪和指向控制。

（撰写：严拱添　审订：陈义庆）

hangtianqi lixue huanjing shiyan

航天器力学环境试验 mechanical environment test for spacecraft 用于验证航天器部组件、分系统和系统在预计的静、动力环境作用下的结构完好性和环境适应性的试验。航天器在发射上升段、轨道段和再入段的整个任务剖面上，经受各种严酷的静、动力学环境的作用。所受的力学环境属于诱导环境，它们的类型和性质密切地与运载器、航天器的运动参数和结构力学的特性有关。静力环境主要是由于发射上升段加速和再入段减速引起的准静态力学环境。这类环境将引起结构完好性破坏(或永久变形)和航天器所载机电设备性能变化。严酷的周期振动、随机振动和瞬态冲击等动力学环境主要是发动机推力脉动、地面辐射噪声、气动噪声以及发动机点火、关机、级间分离、航天器与运载火箭分离和附件展开等引起的瞬态过载，通过结构传递可能造成结构过应力或疲劳破坏，导致结构完好性破坏或造成航天器所载机电设备性能降低、故障或失效。静力学环境试验主要有静力试验和恒加速度试验两项。静力试验用于在初样阶段测定航天器主结构或承力构件的强度、刚度、稳定性以及应力、应变分布，验证结构强度与静力分析的正确性。恒加速度试验用于验证航天器所载机电设备是否经得住过载环境的作用。动力学环境试验主要有振动试验、声试验和冲击试验等，其中振动试验还可分为扫描正弦振动试验和随机振动试验；冲击试验可分为典型冲击试验、冲击谱试验和分离冲击试验。初样阶段还应进行的模态试验，辨识结构的固有动态特性(如频率、阻尼比和振型等)，用于验证和修改航天器结构有限元模型。

（撰写：俞云书　审订：白松波）



卫星振动试验

hangtianqi mifeng jiegou

航天器密封结构 sealed structure of spacecraft 构成航天器密封舱的舱体结构，以及构成航天器上各种气体、液体密封回路的贮箱、泵类、管路、阀门和接头。密封的舱体结构一般用铝合金、钛合金焊接而成。舱体上的舱门、口盖则用机械方法与舱体连接，连接面采用适合于空间环境的密封件进行密封，常用的密封材料有硅橡胶、聚硫橡胶和聚氨酯密封剂。液体、气体回路内的介质一般是推进剂、热控工质和环控生保介质。它们通常是腐蚀性甚至有毒的，因此，这些气、液回路中的贮箱、管路、泵类、阀门和接头一般用钛合金、不锈钢等制成。密封件则用金属材料(如铝、铅、铟、不锈钢等)制成，也有用非金属材料的(如橡胶、塑料、陶瓷、石墨等)。无论是舱体密封结构还是液体、气体回路的密封结构，保证其密封性是至关重要的：航天器密封结构的泄漏，轻则使航天器不能正常工作，重则可导致起火、爆炸和人身伤亡。

（撰写：吴国庭　审订：冯纪生）

hangtianqi neibu chongdian

航天器内部充电 internal charging of spacecraft 又称深层充电、体内充电或浸入充电。由于大量具有足够能量的带电粒子透过航天器表面进入内部，在电介质中积累而形成层间电荷结构的过程。它是由空间环境中几百千电子伏特以上的高能电子辐射引起的一种航天器效应。航天器内部充电一般是一个缓慢的积累过程。电荷积累速率主要与介质电导率、单位时间入射粒子通量以及电场强度有关。如果大量带电粒子在介质内部沉积，则可形成强大的静电场，一旦电场强度超过介质的击穿阈值，就会引发击穿放电，产生电磁脉冲，对航天器构成威胁，甚至造成航天器失效。

（撰写：吴中华　审订：都亨）

hangtianqi neibu fushe huanjing

航天器内部辐射环境 internal radiation environment of spacecraft 航天器在轨运行时，外部空间的高能带电粒子穿过航天器舱壁，并继续与航天器内部材料相互作用，最终剩余的高能带电粒子以及在相互作用中产生的次级粒子(除带电粒子外，还有中子及光子等)构成的航天器内的辐射环境。由

于航天器外部高能带电粒子主要有地球辐射带、太阳宇宙线和银河宇宙线的电子、质子和重离子，航天器内部辐射环境就是由这些带电粒子进入航天器舱内以及产生的次级、轫致辐射、核反应粒子等构成。通常起屏蔽作用的材料厚度较薄时，次级粒子作用不明显，主要是剩余入射粒子起作用。当屏蔽材料变厚时，次级粒子的作用逐渐显著。如对辐射带的电子，屏蔽厚度为 2 g/cm² 铝时，轫致辐射的作用已超过电子本身的作用；屏蔽材料厚度达到每平方厘米数十克铝时，质子和重离子核反应的次级粒子作用已接近或超过原入射粒子的作用。航天器内部辐射环境研究是研究航天器内部材料、器件、生物体辐射效应所必需的。

（撰写：韩建伟　审订：都　亨）

hangtianqi refushe huanjing

航天器热辐射环境　heat radiation environment of spacecraft　来自太阳和地球的热辐射及太阳对地球辐照的反射辐射对航天器造成的热辐射环境。太阳发射频段很宽的电磁辐射，它控制着对地球及其大气的热输入，是热辐射的主要部分。地球热辐射又称射出辐射。地球平均热辐射的测量值为243 ± 7 W/m²，其时间变化特性不显著，但随纬度有较大变化，从赤道到两极随纬度增高热辐射值减小，从 250 W/m² 减至 140 W/m²。太阳对地球辐照的反射辐射值约为 170 W/m²。这些辐射值都是影响航天器热平衡的主要参数。

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

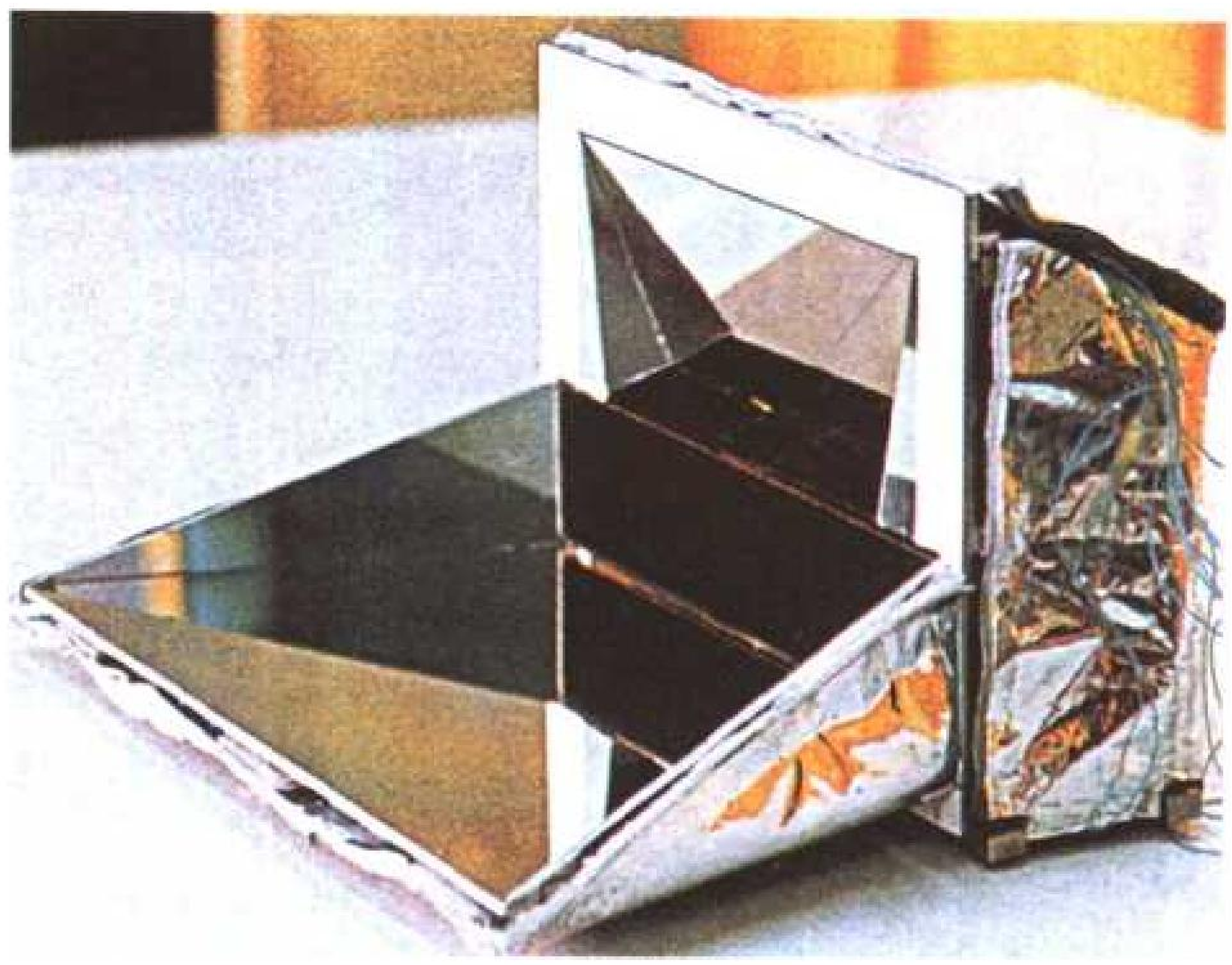
hangtianqi rekong xitong

航天器热控系统　thermal control system for spacecraft　为使航天器的热参数，如温度、温度差和湿度等满足总体设计要求而选用并安装在航天器上的设备和部件的集合。航天器热控系统是航天器众多重要系统之一。为满足航天器在发射前准备阶段、上升段、轨道运行段及再入段对热参数的要求，控制热环境对航天器的影响，排散因航天器设备工作而产生的废热，为航天员及搭载生物提供适宜的热环境，必须选用各种热控设备和部件，并通过设计使航天器设备的温度、温度差以及密封舱内气体的湿度保持在总体规定的技术指标范围内，确保航天器飞行任务的完成。航天器热控系统与总体及其他系统密切相关，设备散热问题是影响总体布局的重要因素，热控设备和部件的广泛分布也会对总体布局产生影响；热控系统为其他系统创造适合工作的热环境，而这些系统也必须满足热接口的要求。航天器热控系统通常由热控涂层、热管、多层隔热组件、控温仪、电加热器、风扇、流体回路、湿度调节装置、百叶窗和相变控温装置等组成。

（撰写：文耀普　审订：郭　舜）

hangtianqi rekongzhi

航天器热控制　thermal control for spacecraft　使航天器及其设备或部件的热参数，如温度、温度差和湿度等，保持在规定范围内的技术。在发射前的准备阶段、上升段、轨道运行段及再入段，航天器温度都受到环境的影响，如发射前的环境温度、风力，上升段及再入段的气动加热，尤其在轨道上运行时，航天器处于 4 K 的空间背景温度中，受到太阳、地球热辐射的周期性加热影响。另外，设备因处于通电工作状态而发热。这些是导致设备温度偏离规定范围的原因。其次，有些设备对温度差有严格的限制，航天员、生物及某些设备对密封舱中空气的湿度有严格要求。为满足总体设计要求而



辐射致冷器

采用的方法包括：控制外界进入航天器的热流和航天器向环境传输的热流；用高性能的导热和隔热部件控制传热路径；用电加热提高温度；储存热能并加以利用；用气体强迫对流或流体回路强化传热；用制冷机创造低温环境，进行湿度控制等。航天器热控技术涉及的专业技术领域有传热学、工程热力学、材料学、光学、化学、流体力学、气动力学、电子学、计算数学以及真空技术、低温技术等。

（撰写：文耀普　审订：郭　舜）

hangtianqi resheji

航天器热设计　thermal design for spacecraft　完成航天器热控系统研制的全部图样和技术文件的过程。根据航天器总体的设计技术要求，编制航天器热控系统设计方案和研制技术流程，提出对总体和其他系统的接口要求，确定航天器热控技术状态，提出试验验证项目，编制航天器热数学模型，进行详细的热分析，给出航天器各设备、部件的预计温度，根据热平衡试验的结果检查设计方案的合理性和热数学模型的正确性，修改热数学模型和设计，完成热控图样及总装技术要求。航天器热设计的重要环节是合理选择热辐射器的位置和尺寸，合理选用热控设备和部件。

（撰写：文耀普　审订：郭　舜）

hangtianqi resuobi moni shiyan

航天器热缩比模拟试验　descaled spacecraft thermal simulation test　将航天器系统、分系统或重要组件的全尺寸原型，按照确定的相似准则制成缩小比例的模型，放入空间模拟器中，根据相应的相似准则确定边界条件、初始条件和内热源强度分布进行的热试验。由模型的试验结果，按相似律可以推知全尺寸原型在空间环境条件下温度场的时间历程。该试验只用于热平衡试验，其主要意义是：可以用比较小的模拟设备进行试验，节省试验费用；如果现有设备可满足某航天器的热真空试验要求，但满足不了原型热平衡试验要求，使用热缩比模拟试验有可能不必建造新的空间模拟设备，从而可节省大笔设备研制费，并缩短研制周期。热缩比模拟试验的理论基础是外层空间航天器温度场相似理论：对航天器瞬态有源三维热传导方程、边界条件以及初始条件进行无量纲化；若使两个无量纲的温度场在无量纲对应时间、对应点上完全相同，除几何、参数分布相似外，还要遵守相似准则。我国先后对 4 种卫星采用温度保持技术进行了稳态热缩比试验

研究。近期应用较少，其主要原因是卫星越来越复杂，尤其是采用了大量新技术，例如，蜂窝夹层预埋热管技术、多层隔热材料等，使模型制造越来越复杂、困难。另一个原因是卫星设计的平台化和热数学模型日臻完善，热平衡试验大幅度减少，且逐渐演变成热数学模型的验证试验。

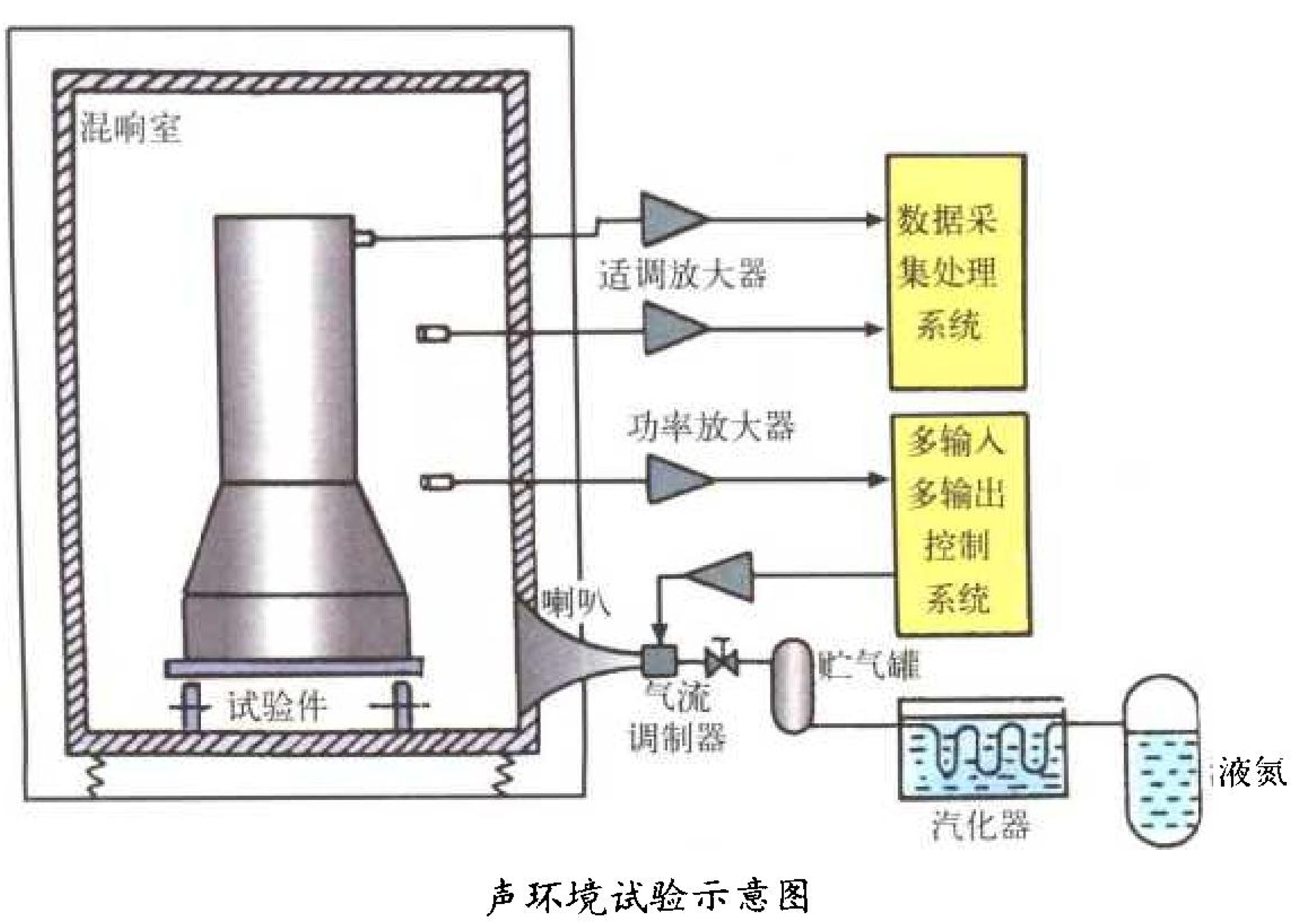
（撰写：刘 锋 审订：黄本诚）

hangtianqi rexunhuan shiyan

航天器热循环试验 spacecraft thermal cycling test 航天器或其组件在正常压力下，以航天器上非热源处的温度为控制温度的温度循环试验。在航天器热循环试验时，由室温升至高温限并保持一定时间，然后再降低至低温限并保持一定时间，再升至室温为一个温度循环。本试验分为鉴定级和验收级。航天器验收级热循环试验的目的是通过试验发现材料、工艺和制造质量缺陷。鉴定试验的目的是确认产品有承受比验收试验更大的热疲劳的能力。验收试验的目的在于发现早期失效，属于系统级或组件级环境应力筛选试验，是利用正常压力下强迫对流来提高温度变化速率，在不改变失效机理情况下来达到筛选的目的。验收级的热循环试验的高、低温限至少应取热平衡试验的极端高低温限再加上一定的热不确定余量。鉴定级温度范围一般比验收级扩大20 ℃。为提高筛选效率，温度范围有扩大的趋势。第一循环和最后一个循环的高低温保持时间较长，以便作全部功能测试；其余循环的保持时间较短，只做性能监测，以便发现故障或间歇现象。试验箱的热源不可直接对试件构成热辐射。变温速率一般为3～5 ℃/min，但不得低于1℃/min。热循环试验对电工、电子组件的筛选效果尤其明显，并含老炼试验。做热循环试验可以减少热真空试验的循环次数。（撰写：刘 锋 审订：黄本诚）

hangtianqi shenghuanjing shiyan

航天器声环境试验 spacecraft acoustic environment test 用于验证航天器组部件、分系统和系统在预计的声环境作用下的结构完好性和环境适应性的试验。特别须对面积／质量比大的组部件（如太阳电池阵和大型天线）进行试验。预计的试验条件根据同类型号遥测数据或地面声试验数据和统计能量分析确定。试验一般在高声强混响室内进行。试验频率范围为20～10000 Hz，总声压级为145～154 dB。为减少对试验件污染和降低声传递损耗，通常采用氮气作为声介质。混响声试验的测控系统如图所示。通过所测声压级与要求的试验条件比较，修



声环境试验示意图

正声激励输入谱，使试验允差满足试验要求。由于电动式气流调制器高频段（频率大于1 kHz）效率低，采用喷注式高频发声器补偿高频声压级不足。试验中测量混响场的声压级和试验件关键组部件的加速度及应变的功率谱密度函数。整流罩—航天器组合体的声试验是在用行波管产生的行波声场内进行。

（撰写：俞云书 审订：白松波）

hangtianqi shipeiqi

航天器适配器 spacecraft adapter 又称航天器对接段。航天器与运载火箭间起连接作用的辅助装置。通常，适配器为通用的标准舱段，有规范化的接口，以便于航天器和运载火箭双方各自独立地开展工作。为了适应各种航天器的需要，适配器按支承航天器的质量、质心高度和连接的接口尺寸分成几类标准舱段。为确保航天器的安全，要求各类适配器具有足够的承载能力和刚度。适配器通常是由轻金属（铝合金、钛合金等）或复合材料（碳纤维／环氧等）制成的圆筒壳、圆锥壳或杆系构架。适配器的一端与航天器相连，该连接界面应是航天器与运载火箭的分离界面，通常用V形包带解锁装置进行连接。在航天器与适配器的分离界面处安装有提供分离力的分离弹簧装置和可分离的电缆接插接头等。适配器的另一端直接固定连接在运载火箭上，在航天器分离入轨后，适配器本身仍滞留在运载火箭上。

（撰写：冯纪生 审订：吴国庭）

hangtianqi shuju guanli

航天器数据管理 data handling of spacecraft 在航天器上对航天器的各种数据进行的综合管理。它是伴随计算机技术在航天领域的应用而发展起来的。其主要功能包括：航天器遥测参数的采集及智能化处理、遥控指令的分发及遥控数据的分配，提供航天器时钟基准以及航天器在主动段及运行段所要求的程序控制和航天器自主管理等。为完成航天器数据管理功能而形成的系统主要采用分布式、多级计算机管理方式。其主要部分有中央处理单元、遥控指令单元、串行数据总线、远置单元、远程终端接口及相应的数据管理系统软件。中央处理单元是航天器数据管理系统的核心，除直接指令外的所有遥测、遥控及其他数据处理均由其完成；遥控指令单元为航天器上用户输出直接遥控指令，并为中央处理单元提供经解调的遥控数据；串行数据总线是中央处理单元及远置单元的传送介质，国内大多采用时分制指令／响应式多路复用数据总线；远置单元用以提供和航天器上其他分系统的接口；航天器数据管理系统软件采用实时多任务操作系统的软件结构，由系统基础软件及应用软件构成。航天器数据管理的特点是：(1) 采用以计算机为核心的智能化综合数据管理系统；(2) 采用模块化、标准化设计，有利于在轨软件维护；(3) 能适应有效载荷的不同需求；(4) 减少航天器上的电缆数量，提高航天器可靠性。

（撰写：魏 松 审订：盛 杰）

hangtianqi shuangzuyuan tuijin xitong

航天器双组元推进系统 bipropellant propulsion system for spacecraft 在航天器上使用的，采用两种不同组元的工质（氧化剂和燃料）作为推进剂，在挤压气体作用下进入燃烧室，按一定的比例混合后燃烧，产生反作用推力的系统。推进剂常用一甲基肼、

偏二甲肼或肼作为燃料，用四氧化二氮和绿色四氧化二氮（含1%左右一氧化氮的四氧化二氮）作为氧化剂。系统由表面张力贮箱、高压气瓶、自锁阀、减压阀、单向阀、常开电爆阀、常闭电爆阀、过滤器、加/排阀、压力传感器和有关控制电路组成。为调节混合比，在电磁阀入口处装有节流孔板。双组元推进系统比冲高，寿命长，尽管系统结构复杂，但其技术成熟，目前已广泛应用于携带大型有效载荷的长寿命航天器上。下一代系统改进的重点是应用新材料，取代再生冷却，提高热稳定性，避免液膜冷却和再生冷却由于热耦合而引起的热不稳定性；采用高级铂/铑合金作为燃烧室和喷管材料，以提高燃烧室压力和温度；取消推进剂流量调节孔板，增加喷管面积比以扩大工作范围，提高系统性能。

（撰写：张银玉　蒋光林　审订：潘科炎）

hangtianqi tianpingdong

航天器天平动　spacecraft libration　重力梯度稳定的航天器围绕其平衡姿态的往复振荡运动。如果航天器的3个主惯量矩不相等，由于作用在航天器各部分质量上的地球（或其他天体）引力有差异，其合力矩一般不为零，该合力矩称称为重力梯度力矩。在航天器的某些姿态下重力梯度力矩等于零，为平衡姿态。这些平衡姿态有的是稳定的，有的是不稳定的。工程上总是选取稳定的平衡姿态作为航天器运行的标称姿态。当实际姿态偏离稳定的平衡姿态时，重力梯度力矩是恢复力矩，因而形成无阻尼振荡，即天平动。航天器天平动周期很长，与轨道周期属同一数量级。通常在重力梯度稳定航天器上设置天平动阻尼器以抑制天平动。

（撰写：李铁寿　审订：潘科炎）

hangtianqi tianxian

航天器天线　spacecraft antenna　见卫星天线。

hangtianqi weiliu

航天器尾流　spacecraft wake　超声速的航天器在电离层等离子体中运动时，在航天器后面形成的离子密度下降的区域。当航天器大小比等离子体的德拜长度长时，典型的尾流尺度是航天器尺度的许多倍。由于目前还不能用解析解表示航天器尾流的结构，只能大量使用数值计算的方法。在航天器尾流中存在加热电子和离子，它们会激发等离子体振荡、波和不稳定性的过程。这些现象与电离程度和密度、周围的电子温度和密度梯度，以及航天器的大小等有关。由于尾流区离子密度较低，因此处在大型航天器尾流区中的物体（如出舱活动的航天员等）有可能出现高充电现象。此外，由于尾流中等离子体的不规则性，它将反射雷达波，使航天器的反射截面增大，这可作为目标识别的一个手段。因此研究尾流对航天活动和现代军事应用都具有重要意义。

（撰写：吴中华　审订：都亨）

hangtianqi wendu

航天器温度　spacecraft temperature　在轨运行的航天器的整体温度。但实际上轨道运行中的航天器各处温度总是随时处于变化之中。航天器的温度由其各部位的热平衡状态决定。航天器热控系统就是保证航天器的仪器设备与结构部件温度环境的系统。而对航天器各处的温度要求则主要取决于航天任务和航天器的具体结构状况。任务决定飞行轨道、载荷及相应设备的配置，从而决定内外热源的大小。航天器热设计的目的是合理组织内外热源的吸收、贮存、传递和辐射至空间，以控制航天器各部位温度在整个飞行任务期内都处于规定的要求之内。航天器上各处的温度要求是不同的，例如一般仪器设备要求的温度范围通常是0～45℃。

（撰写：郭舜　审订：文耀普）

hangtianqi xuni yangji

航天器虚拟样机　virtual prototype of spacecraft　利用计算机仿真技术建立的与真实的（或设想的）航天器相似的，经反复测试、评估后确认已达到被仿真的航天器性能要求的模型系统。它是一种崭新的基于产品仿真模型的数字化设计方法。它的开发方式是首先根据用户要求，利用虚拟样机开发工具建立航天器的模型系统，然后在模型上进行各种试验和性能评估。在得到初步评估结果后，设计部门与用户交换意见，直接将改进信息反馈到各个相关系统设计部门进行设计改进。经过若干次的评估和改进循环，确定样机模型达到设计要求后，再按模型投入物理样机的试生产。在整个过程中，用户、设计人员、生产人员通过航天器虚拟样机紧密联系在一起，直到达到新型航天器性能指标要求后再投入试生产。这样既提高了航天器的设计性能，又缩短了研制周期，减少了研制经费和设计风险。在国外，它已得到应用。应用情况表明，使用航天器虚拟样机可大大缩短研制周期，显著降低产品研制经费。目前，国内已在一些航天子系统中开始应用。在新型航天器研制中，航天器虚拟样机将会得到广泛应用。

（撰写：刘方玉　审订：李伯虎）

hangtianqi yaoce

航天器遥测　telemetry to spacecraft　对飞行中的航天器的参量进行远距离测量并把测得结果传送到接收地点的工作。包括对航天器上各种工作状态、工程参数及航天员生理状态等原始信息的采集，通过空间无线电传送及最终在地面进行处理3个过程。而完成这3个过程的设备组合称为遥测系统。航天器遥测系统分为航天器遥测设备系统和地面遥测站设备两部分。航天器遥测设备包括信号传感器、信号调节器、多路复用调制器及发射机、天线等。传感器和信号调节器的作用是将航天器上的各种被测物理参量转换成电信号，经适当调节后，变成规范化的电压信号。多路复用调制器及发射机的作用是将多路遥测信号按某种多路复用方式集合起来去调制射频载波，再经发射机向地面发送。地面遥测站设备包括接收机、天线、多路分路



卫星遥测站

解调器及数据处理、记录、显示等设备。遥测接收机实现载波解调、通过多路复用的分路器恢复各路原始信号。由终端设备进行记录、显示。经数据处理系统处理后，按用户的需要形成最终的变量、数据或图表，并及时传送给用户。航天器遥测的特点是：(1) 传输距离远，通常在几百至上万千米以上；(2) 被测参数的多样性与数据处理的复杂性；(3) 采用多路通信方式。如时分多路传输或频分多路传输。

（撰写：盛 杰　审订：赵正才）

hangtianqi yaokong

航天器遥控 remote control of spacecraft 由地面航天器测控中心，利用无线传输信道，从地面站对目标航天器实行远距离控制。完成该功能的设备组合称为航天器遥控系统（又称指令系统）。航天器遥控系统由航天器遥控设备和地面遥控设备组成。地面遥控设备包括控制中心计算机、监控台、编码器及发射机等设备。航天器上的遥控设备包括接收机、指令译码单元和执行机构等。按用途不同，航天器遥控系统分为安全遥控系统和航天器遥控系统。安全遥控系统用于航天器（如火箭或导弹）发射过程中的安全控制，作为航天器上自毁系统的备份手段。它具有实时性强、保密性强、内容少、执行任务时间短等特点。航天器（如卫星）遥控系统用于航天器的数据注入、各种开关控制、轨道控制、姿态控制、有效载荷业务控制及备份件切换等。主要目的是保证航天器的正常工作与运行。它具有控制内容多、执行任务时间长，要求复杂等特点。遥控系统的体制，按差错控制技术分类，有天／地大回路反馈校验和前向纠错两种体制。（撰写：盛 杰　审订：赵正才）

hangtianqi youxiaozaihe

航天器有效载荷 spacecraft payload 航天器上直接执行航天器飞行任务和完成航天器用户应用要求的仪器、设备或分系统。航天器有效载荷是航天器工程设计、生产、试验和轨道工作的核心部分。对于通信广播卫星，其有效载荷主要包括通信转发器、通信广播天线和通信数据处理单元。对于对地观测卫星，其有效载荷主要包括各种遥感器，遥感数据传输、记录和处理设备以及数据传输天线。对于导航卫星，其有效载荷主要包括导航数据发射机、导航发射天线和导航数据处理设备。对于科学卫星和技术试验卫星，其有效载荷主要包括试验任务要求的专用的试验仪器、设备或独立功能组件。对于载人航天器，其有效载荷主要包括航天员以及航天飞行任务规定的专用的试验、测量和工作仪器设备等。

（撰写：姜林山　审订：常际军）

hangtianqi yunshuche

航天器运输车 spacecraft transporter 运输卫星、飞船、航天飞机、空间站和行星探测器等航天器的车辆。通常分为航天器铁路运输车和航天器公路运输车两类。前者一般包括卫星铁路运输车、飞船铁路运输车、航天飞机分段铁路运输车、空间站铁路运输车和行星探测器铁路运输车等，用于航天器总装厂至发射中心技术区的航天器运输。后者一般包括卫星公路运输车、卫星／密封容器公路运输车、卫星／整流罩组合体垂直公路运输车、飞船／整流罩组合体垂直公路运输车、飞船垂直公路运输车、航天飞机公路运输车、空间站公路运输车和行星探测器／整流罩组合体公路运输车等，用于航天器发射中心技术区至发射区的航天器运输。

（撰写：苏善德　审订：周载学）

hangtianqi zhangdong

航天器章动 spacecraft nutation 当航天器自旋轴与动量矩矢量的方向不一致时所呈现的运动。无外力矩作用时，动量矩矢量在空间保持不变。在初始干扰产生的章动状态下，自旋轴在空间绕动量矩作圆锥或椭圆锥运动，其半锥角称为章动角。章动角为零时的运动称为纯自旋。对于具有一定动量矩的短粗体（自旋轴是最大主惯量轴），纯自旋运动所具有的动能最小。短粗体航天器的章动引起内部液体及挠性结构的振动并消耗能量，使章动角收敛。相反，细长体（自旋轴是最小主惯量轴）在无外力作用时的章动角将发散。

（撰写：李铁寿　审订：吴宏鑫）

hangtianqi zhendong huanjing shiyan

航天器振动环境试验 spacecraft vibration environment test 用于验证航天器部组件、分系统和系统在预计的振动环境作用下的结构完好性和环境适应性的试验。试验可分扫描正弦振动试验（系统级试验频带为5～100 Hz）和随机振动试验（试验频带一般为20～2000 Hz）。预计的试验条件根据同类型号遥测数据或地面振动试验数据、类比法或结构动态耦合分析来确定。用电动振动台或电液振动台激励，试验件通过专用夹具安装在振动台台面上。用专用的振动试验控制系统，通过试验件安装界面的加速度谱与要求的试验条件比较，修正振动激励输入谱，使试验允差满足试验要求。测量试验件主结构和关键组部件的加速度和应变（或位移）响应谱或功率谱密度函数。对于分系统级和系统级振动试验，在全振级试验前后，分别增设低振级试验，通过相同低振级的结构动态响应的比较，检验经全振级试验后试验件结构状态是否发生变化。为模拟航天器与运载器或分系统与航天器的动态耦合条件，避免试验件在振动台上过试验，需根据动态耦合分析结果和设计条件进行下凹、响应或限力控制。

（撰写：俞云书　审订：白松波）

hangtianqi zhixin yundong

航天器质心运动 mass-center motion of spacecraft 航天器的质心在中心体万有引力和其他力的作用下的运动。航天器质心的运动轨迹称为航天器轨道，属于航天器轨道动力学范畴。无动力的质心运动称为自由飞行；有动力的称为动力飞行。在动力飞行时，质心运动和姿态运动有关，往往需要和姿态运动一起求解。在自由飞行时，可单独求解。航天器质心运动是非常复杂的，在处理时，常常分为两部分：中心引力作用下的开普勒轨道运动和摄动力作用下引起的开普勒轨道的变化量，这个变化量称为轨道摄动，两者之和是航天器的真实运动。

（撰写：范秦鸿　审订：张荣保）

hangtianqi zhuangpei ceshi changfang

航天器装配测试厂房 spacecraft assembly and test building 见飞船装配测试厂房和有效载荷装配测试厂房。

hangtianqi zitai jidong

航天器姿态机动 attitude maneuver of spacecraft 又称姿态再定向。航天器从一种姿态转变到另一种姿态的控制过程。例如，当任务要求卫星改变其运行轨道时，必须启动与卫星固连的变轨发动机，在某给定方向产生速度增量，为此需将卫星从当前的姿态机动到满足变轨要求的姿态。又如，载人飞船返回制动前，需要将飞船的偏航姿态在给定的时间内先机动一定角度，

分离留轨舱后，再机动一定角度，建立制动发动机点火姿态。

（撰写：李宝绶　审订：吕振铎）

hangtianqi zitai minganqi

航天器姿态敏感器　spacecraft attitude sensor　为航天器提供姿态信息的敏感器。按其原始信号产生的机制分为光学敏感器、惯性敏感器、无线电敏感器与磁敏感器等。光学敏感器对某些基准源发出或反射的光辐射敏感。按其基准源不同可分为地球敏感器、太阳敏感器、星敏感器等。惯性敏感器根据的是力学原理，无需敏感器客体，是相对惯性空间基准工作的自主敏感器，如陀螺仪、加速度计等。无线电敏感器发射与接收基准源的无线电信号，如射频敏感器等。磁敏感器敏感地磁场信息，如磁强计。地球敏感器探测地表上空稳定的二氧化碳层红外辐射，提供当地垂线方向在本体系的坐标，给出滚动与俯仰的姿态信息，精度可达到0.05°～0.1°。太阳敏感器给出太阳矢量在本体系的坐标，精度达0.05°。星敏感器提供恒星在本体系的坐标，精度可达角秒级。紫外敏感器也能提供完全的姿态信息，精度达0.02°。陀螺仪提供航天器的角速度信息，经滤波算出借助光学敏感器修正估出其漂移，给出精确姿态信息。无线电敏感器多是利用人造参考目标，星上天线接收地面站或导航星的电波并测得信标波束相对天线坐标系的方向，从而估计出航天器的姿态，其精度约为0.1°～1°左右。磁强计测定航天器所在处地磁场矢量在本体系的坐标，计算一定量采样点便可估计出完全的姿态信息，定姿精度最佳值为1°。其优点是无视场限制，不足之处是除精度欠佳外，要求星上有洁净的磁环境，同时轨道高度应用范围受限。

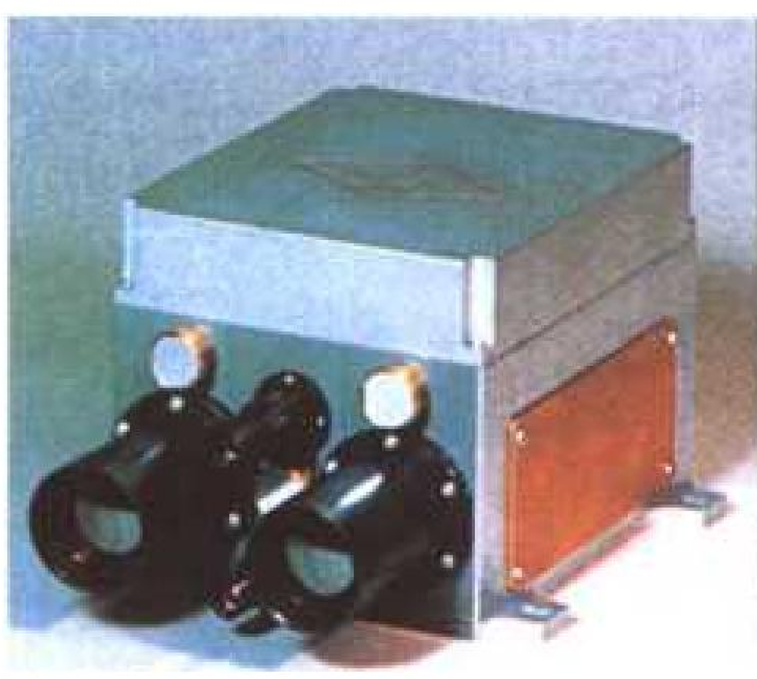


图1　红外地球敏感器

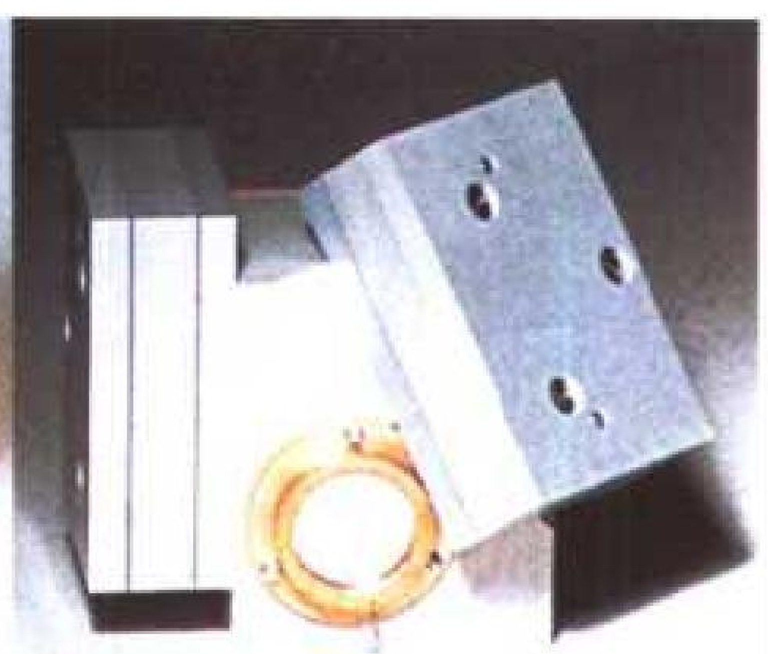


图2　太阳敏感器

（撰写：严拱添　审订：李铁寿）

hangtianqi zitai queding

航天器姿态确定　spacecraft attitude determination　测量并确定航天器相对于空间某个参考系的方向的过程。一般可分为两种方式：确定自旋稳定航天器自旋轴在空间的方向；确定三轴稳定航天器本体坐标系的3个轴在参考坐标系中的方向。由于一个参考天体无法确定航天器的方向，因此必须用两个以上的参考天体才能确定航天器在空间的方向。在自旋稳定航天器的姿态确定中，通常测量自旋轴与两个参考天体的夹角，然后利用两个不同夹角的天体锥的交线来求解自旋轴的方向（如为切线，该切线方向就是自旋轴的方向；如为两条交线，还需判别真伪）。在三轴稳定的航天器姿态确定中，利用不在同一方向离开航天器的两个参考天体（或两个以上的参考天体）分别在参考坐标系和航天器本体坐标系中的方向，求解航天器的姿态矩阵

$$A = Q_S Q_R^T$$

式中 A为姿态矩阵，Q_S为两个参考天体在参考坐标系中的方向余弦，Q_R为两个参考天体在航天器本体坐标系中的方向余弦。

（撰写：吕振铎　审订：陈义庆）

hangtianqi zitai yundong

航天器姿态运动　attitude motion of spacecraft　航天器绕自身质心的运动，包括整体绕质心的运动和航天器各部分之间的相对运动。航天器运动包括质心运动和姿态运动两部分，它们分别属于轨道动力学和姿态动力学范畴。研究航天器姿态运动对于航天器姿态控制、轨道控制有重要意义。在实际中，需要根据航天任务的需求，选择一种适当的航天器姿态稳定方式，控制航天器姿态按照任务要求变化，保证任务的顺利完成。而通过对航天器姿态运动的研究，可以为这一选择提供依据。早期的航天器结构比较简单，常常被当成刚体处理。到20世纪70年代末，以刚体为主体的姿态动力学问题已经解决。随着航天技术的发展和需求的增加，航天器的结构越来越复杂，作为刚体处理已经不能满足要求，大型挠性航天器的姿态运动成为当前主要的研究课题。

（撰写：范秦鸿　审订：张荣保）

hangtianqi zizhu daohang xitong

航天器自主导航系统　autonomous navigation system of spacecraft　不依赖于地球上的设备而完全由航天器上的仪器设备来完成实时轨道确定的导航系统。自主导航是实现自主轨道控制的前提条件。常见的航天器自主导航系统有惯性导航系统、天文导航系统和 Microcosm 导航系统（MANS）等。惯性导航系统由惯性敏感器（加速度计和陀螺仪）、计算机和显示器等组成。通过测量航天器的加速度，在给定初始条件下进行积分运算，获得航天器的瞬时速度和瞬时位置。惯性导航不依赖于外界信息，也不向外界辐射能量，不易受到干扰。但导航误差随时间而积累。按照惯性敏感器在航天器上的安装方式，可分为平台式惯性导航系统和捷联式惯性导航系统。捷联式惯性导航系统已成功地用于载人飞船的上升段和返回段。天文导航系统通常由星敏感器、惯导平台、计算机等组成。通过测量天体相对航天器的仰角和方位角计算出航天器的位置和姿态。天文导航可与惯性导航及GPS等组成高精度的组合导航系统，这是自主导航的一个发展方向。MANS采用单个敏感器观测地球、太阳和月球，可实时提供航天器的轨道和姿态信息。MANS可以在任何姿态下测量并可在从近地轨道到地球静止轨道的任何轨道上工作。

（撰写：孙承启　审订：王长龙）

hangtianqi zongti buju sheji

航天器总体布局设计　spacecraft system configuration design　依据航天器的飞行任务、可供选择的运载工具的特性及地面测控、通信和数据接收系统的性能以及对航天器天线的性能要求等，对航天器结构、大型机构构型选择，航天器内各分系统、仪器、设备、外部安装的独立功能组件或部件等的安装、布置、展开方式，航天器内生物活动空间等进行的系统设计。航天器总体布局设计要在航天器动力学特性、有效载荷视场特性和姿态特性、结构块布局匀称性和质量特性、电子设备电磁相容性、安装和维修的可操作性以及与运载工具的相容性等方面进行总体优化。对于大型航天器和新型号航天器，一般都要首先进行基于通用平台技术的多舱总体布局设计，即选择或设计可供多种航天器使用的通用平台或服务舱，再根据航天器要使用的有效载荷的性能和结构特性，进

行通用平台承载方案的研究或有效载荷舱的设计。目前，国内外卫星的多舱设计分为两舱和模块化多舱设计两类。前者主要由服务舱加有效载荷舱构成。后者由中心承力筒框架结构和桁架式结构作为基本承力、传力和承载体，加姿态控制/轨道控制/推进舱、能源舱、通信舱或测控舱、有效载荷模块或有效载荷舱等组成，每个模块化舱段具有独立的结构模块、热控制模块、供电模块和测控单元或模块、数据处理模块等。多舱方案确定后，则还需要根据航天器中各个设备、大型部件和独立组件的性能特点、航天器的静力学特性和动力学特性、航天器姿态控制和轨道控制要求、航天器污染控制要求等，进行航天器内各分系统、设备、大型部件和独立功能部件的二维和三维安装布局设计。

（撰写：姜林山　审订：常际军）

hangtian renwu

航天任务　space mission　利用人造地球卫星或其他航天器实现军事、民用或商业性目标的总称。与其他领域的任务相比，由于航天任务所依赖的手段具有投资高、风险大、回报高等特点，因此在进行航天任务的设计和实施时，除千方百计降低成本外，提高可靠性，保证较高的飞行成功率和较高的设计性能十分关键。依据所使用的航天器是否载人，可分为载人航天任务和不载人航天任务。前者主要指空间站、航天飞机和载人飞船等载人航天器所执行的任务，后者主要指各种人造地球卫星和脱离地球轨道的各种空间探测器所执行的任务。在所有上述航天任务中，目前给人类带来最大效益的当属人造地球卫星。利用高远位置轨道资源和频率资源，人类可以实现在地面上很难实现或根本无法实现的各种信息获取和信息传输能力，使人类在认识宇宙、认识地球、改造大自然、促进社会生活进步、提高军事能力等方面都有了历史性飞跃。通过航天任务的设计和实施，发展了一批信息化社会不可缺少的高技术。航天任务中所涉及的通信、导航、遥感、测绘、气象、军事侦察、科学探索等能力，为人类文明和社会进步已经并正在发挥着巨大作用。

（撰写：王景泉　审订：朱毅麟）

hangtian renwu de zucheng danyuan

航天任务的组成单元　major systems for space mission　参加航天任务，保障航天器成功发射、运行和发挥作用的各大系统。一般由五大系统组成，即地面测控网、运载火箭、发射场、航天器和用户。对于需要返回地球的航天器，回收着陆场也可算作一个大系统。地面测控网由测控中心和若干测控站、测量船或测量飞机组成，它们与航天器上的测控分系统配合，接收遥测参数，监视航天器工作状态；按照飞行程序，发送遥控指令；进行航天器轨道、姿态测量；进行航天器姿态控制、轨道控制，控制航天器活动部件展开；控制航天器上的仪器开关等任务。运载火箭是航天器发射的工具，它根据航天器的要求，将航天器送入预定的轨道，满足轨道精度的要求；正常地进行航天器分离；满足航天器在飞行过程中对振动、噪声等力学环境条件和热环境的要求。有时运载火箭还为航天器建立初始姿态，或者建立初始角动量。发射场建有火箭和航天器发射前的测试厂房、供火箭和航天器起飞的发射塔架及航天器和火箭加注设施。发射场还担负火箭起飞阶段的安全控制任务，测量火箭飞行的弹道，监视火箭的工作状态。航天器是完成航天任务的空间部分，一般分为有效载荷和服务平台。有效载荷是与使用有直接关系的分系统。航天器上的分系统能够提供电源，保证所有仪器有正常工作的温度环境，保持有合理而稳定的姿态，需要时可以进行轨道控制和姿态控制，发送遥测信息，接收地面站发来的遥控指令并实施控制。航天器进入工作轨道以后，一般要经过在轨测试再交付用户，投入使用。用户是航天任务的提出者和成果使用者，包括各种台站（网）。不同的航天器有不同的用户，例如通信卫星的用户是通信地球站、电视发送或接收站、广播接收机、电视接收机、地面通信网等。气象卫星的用户是国家气象局的云图接收站、图像处理中心等。地球资源卫星的用户是图像接收地球站及各最终使用部门。月球或行星探测器的用户是信息接收地球站及各研究部门。

（撰写：张云彤　审订：范秦鸿）

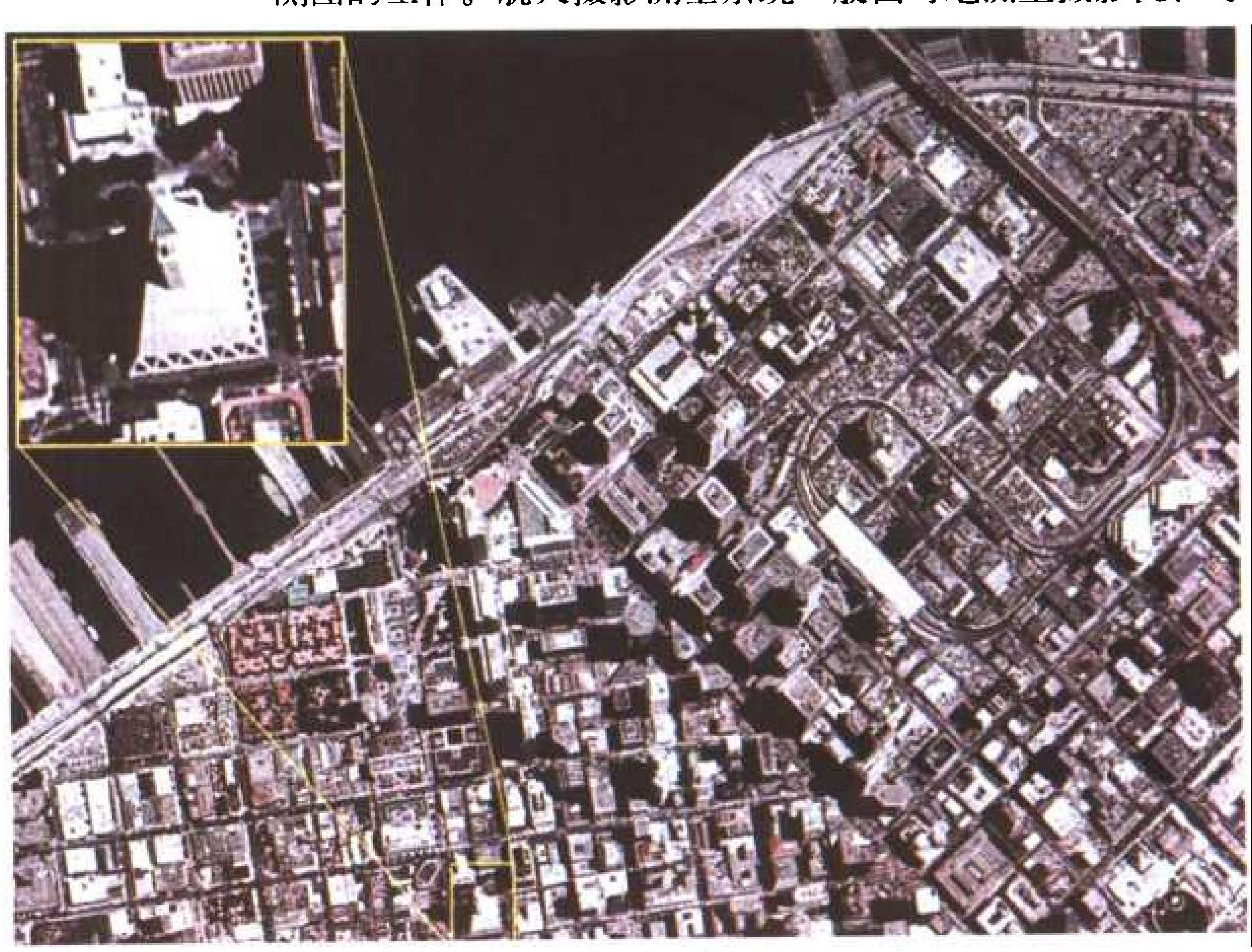
hangtian sheying

航天摄影　space photography　在航天器上利用摄影机或其他遥感器获取地球或其他星体的图像资料和有关数据的技术。航天摄影包括光电成像、雷达成像等方式。航天摄影所获得的资料可应用于地图测绘、军事侦察、气象预报、地球资源调查、灾害与环境监测预报、天文学研究等诸多领域。航天摄影有多种分类方法，按感光材料的光谱效应可分为全色、彩色、多光谱、超光谱、全色红外、彩色红外摄影；按摄影机的主光轴指向可分为竖直、倾斜和全向摄影等；按传感器成像结构可分为画幅式、全景扫描式、线扫描式、线阵推扫式、面阵式摄影；按图像的记录方式可分为胶片摄影、数字磁带摄影、固态存储器摄影等。

（撰写：郑思多　刘品雄　审订：常际军）

hangtian sheying celiang

航天摄影测量　space photogrammetry　利用航天摄影图像和有关数据，经过图像处理、相片量测、地形测绘、地物判读、解析计算、数字处理等，来确定地面（或其他行星）点坐标和测图的工作。航天摄影测量系统一般由对地测量摄影机、对



旧金山市区 1 m 分辨率的卫星照片

星空摄影机、时钟和测高仪等联合组成，以实现对星空和对地面同步摄影。航天摄影测量所用的资料和数据，除航天摄影所提供的同步摄影的星、地相片外，还有星、地相片的内方位元素、外方位元素和时间同步信息，以及摄影机镜头的几何畸变等数据。在有地面控制点的条件下，需要使用控制点的坐标来测量待定点的坐标。对困难地区和国外目标的定位，主要利用外方位元素，如摄影瞬间相片曝光中心的轨道位置、相片姿态角，通过空中三角测量前方交会方法，解算待定点的坐标位置。航天摄影测量是解决周边和境外无地面控制点地区目标定位和地形测绘的唯一手段。

（撰写：郑恩多　刘品雄　审订：常际军）

hangtian sheying cetu xitong

航天摄影测图系统　space photogrammetry system　由摄影测量卫星和地面摄影测图系统构成的系统。摄影测量卫星提供有一定重叠率要求的画幅式对地摄影相片、星相机拍摄的星相片、时间同步信息、摄影瞬间曝光中心的轨道三维位置等测图所需的资料和数据。地面摄影测图系统根据测量星相片上的恒星坐标，求得摄影时卫星姿态，并转化为对地测量相机的光轴指向。对地摄影测量相机的相片通过空中三角测量的方法，利用有关参数可以解算摄影覆盖区域的目标位置并生成一定比例尺的地形图和各种专题图。地面摄影测图系统主要有星相片坐标测量仪、解析测图仪、正射投影仪和计算机辅助设备等。航天摄影测量系统可用于解决境外没有地面控制点地区地图测绘的难题，它广泛应用于军事测绘定位和困难地区的测绘，是军事测绘和国土测绘的重要手段。

（撰写：刘品雄　审订：常际军）

hangtian shenglixue

航天生理学　space physiology　研究航天环境因素对航天员机体生理系统影响规律的学科。它是航天医学的重要组成部分，包括空间神经科学、航天心血管生理学、航天肌肉生理学、航天骨骼生理学、航天血液生理学、航天内分泌学、航天免疫学、航天生殖生理学等分支学科。航天中影响生理系统的因素较多，有失重、超重、辐射、振动、噪声、狭小环境、隔离、温度、压力等，其中失重和辐射的影响最大，可产生诸如空间定向和平衡控制障碍、空间运动病、水盐代谢紊乱、立位耐力下降、运动机能减退、航天贫血症、肌肉萎缩、骨质疏松和钙盐丢失、免疫功能下降、辐射损伤、减压病等一系列不良生理影响。航天生理学的主要任务就是研究航天过程中各种因素对机体生理系统的影响，及各系统对航天环境的适应过程及其机理，进而建立适当的预防和对抗措施，以保障航天员飞行过程中的安全、健康和维持良好的工作状态。　（撰写：蒋昌林　审订：魏金河）

hangtian shengli yingji

航天生理应激　physiological stress in spaceflight　航天中，人体受到失重、超重、电离辐射、低氧、高氧、低温、高温、噪声、振动等特殊环境因素的单一刺激或复合刺激时，或由此而造成的精神紧张状态时，机体通过神经—内分泌系统而产生的一系列生理性反应。这种反应既包括全部的非特异性改变，也包括若干局部的特异性改变；既涵盖生理应激初期的代偿反应和中期的适应过程，也囊括后期的恢复过程，严重时还会发展成为病理性改变。认识并防护生理应激的危害，对于确保航天员的安全和飞行任务的完成有重要意义。

（撰写：杨天德　审订：魏金河）

hangtian shipin

航天食品　space food　供航天员在不同飞行状态下食用，为航天员提供热能和营养素的食品。按照食品功能和食用阶段可分为常态飞行食品、应急食品、救生食品、出舱活动食品。常态飞行食品是按航天饮食制度及食谱计划搭配的膳食食品，又称食谱食品，供航天员在正常轨道飞行期间食用。应急食品是在飞行器发生不可预见的特殊情况或需要延长飞行时间时所食用的食品，又称储备食品。出舱活动食品是指航天员出舱行走或舱外维修时所食用的食品，它必须经舱外航天服内供食装置系统供食。救生食品是指航天员返回地球着陆后等待救援时所食用的食品。各类航天食品必须达到规定的营养学及卫生学标准，在失重或救援状态下食用要安全可靠、简单方便，并有较好的感官接受性。目前的航天食品主要采取携带及定期运送的方式补充供给，未来的长期飞行计划可能会建立密闭生态生命保障系统生产部分航天食品。

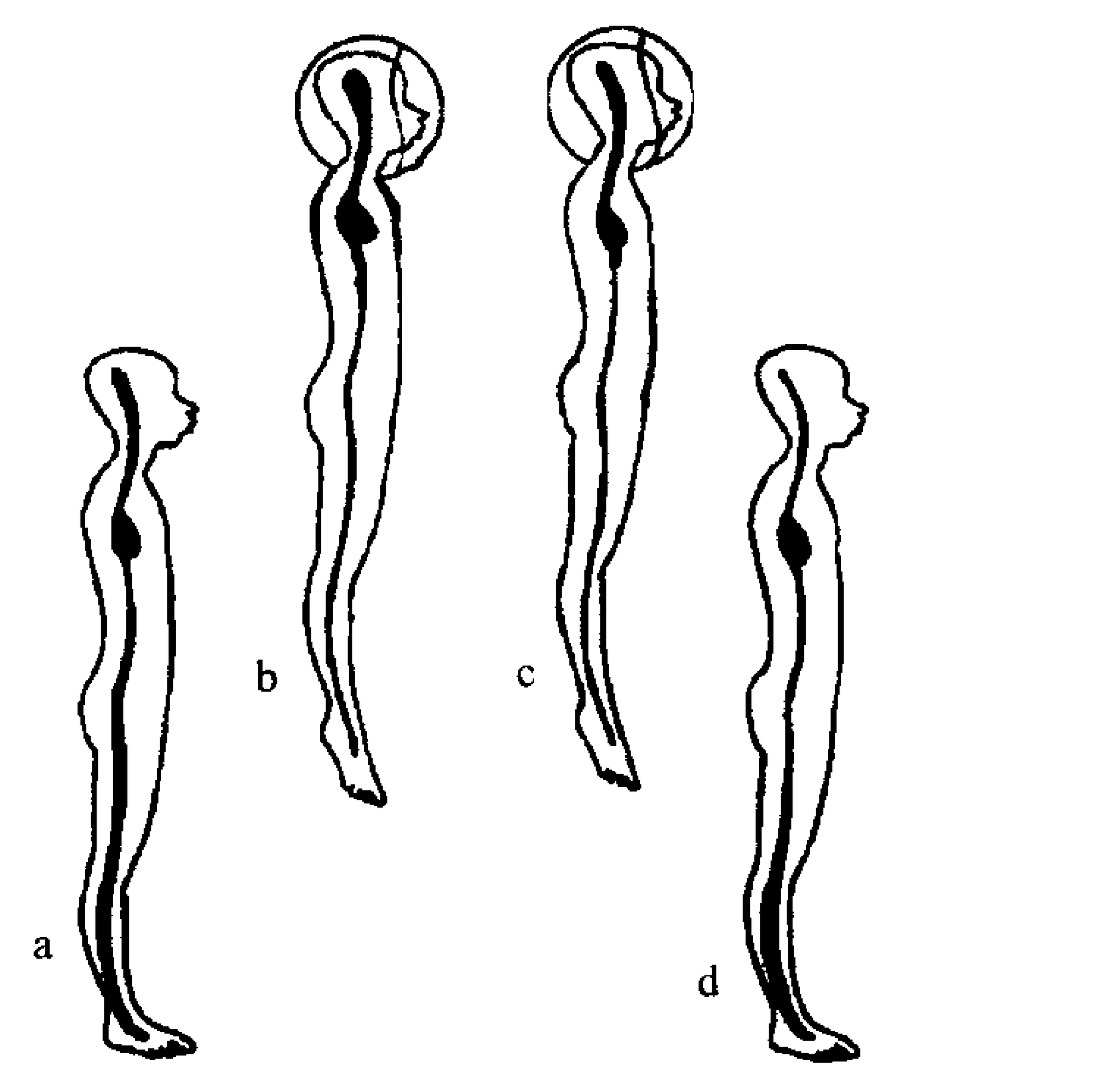
（撰写：史之祯　审订：魏金河）

hangtian shiying zonghezheng

航天适应综合症　space adaptation syndrome　航天员在航天飞行初期因失重而产生的一系列不适症状。主要包括以下两方面：(1) 由于流体静压消失，体液头向转移，头面部充血引起的面部胀肿感，鼻腔堵塞，头晕头痛；(2) 失重状态下，前庭器官、本体感受器和视网膜传入的信息改变，相互冲突，引起眩晕、旋转感及苍白、冷汗、恶心、呕吐等航天运动病症状。航天适应综合症在航天员进入失重状态时即可出现，经过 2～7 天后因逐渐适应而消退。航天适应综合症对失重初期航天员的健康和工作能力有一定影响。　（撰写：蒋昌林　审订：魏金河）

hangtian tiye tiaozheng

航天体液调整　body fluid regulation in spaceflight　航天员在失重状态下体液重新分布和含量变化的调整过程。航天员进入失重状态以后，人体流体静压消失，大约有 1.5～2 L 的体液由下肢向头、胸部转移；下肢体液减少 10%，而头、胸部处于充血状态，刺激容量感受器，通过一系列神经内分泌调节机制，引起体液丢失。经过航天初期的体液调整后，航天员体重减轻 1%～4%，其中主要是体液的丢失。航天体液调整是对失重状态的一种适应，但对返回后



重力变化对体液分布影响的示意图

a—在地面；b—进入失重状态的初期；c—失重的中、后期，“过剩”的体液已排出；d—返回后初期

再适应地面重力环境产生不利影响。返回后立位时在重力作用下，体液向下肢转移，由于体液较飞行前减少，使得回心血量更加减少，引起立位耐力下降和运动机能减退。重力变化对体液分布的影响如图所示。

（撰写：蒋昌林　审订：魏金河）

hangtian weishengxue

航天卫生学　space hygiene　研究航天环境和劳动因素对航天员的影响，在此基础上制定各种医学卫生标准和预防措施的学科。航天员在宇宙环境中从事特殊的劳动以及狭小而密闭的座舱条件，对航天员的健康和工作能力有极大影响。航天卫生学就是从保证健康和工作能力的角度，研究和评定航天员的工作环境和劳动卫生状况对其健康和工作能力的影响；制定保障航天员健康的各项卫生标准和防护措施；实施保障卫生措施和提供有效的卫生保障条件。航天卫生学研究与实施范围包括：在评定航天环境和劳动因素的基础上制定卫生学标准和实施卫生监督，如对航天器座舱环境卫生和航天员服装卫生进行监督；制定航天员在训练期间、发射场待飞期间、航天飞行期间以及返回着陆场后期间和航天员身体状态恢复期间等的卫生保障措施；研究航天员在航天飞行时的饮食营养、体育锻炼、日常生活、出现的疲劳和精神紧张等问题及其卫生措施，并具体实施卫生勤务保障工作。

（撰写：王德汉　审订：魏金河）

hangtian xitong

航天系统　space system　又称航天工程系统。由航天器、航天运输系统、航天器发射场、航天测控网、应用系统组成的完成特定航天任务的工程系统。航天器发射场和航天测控网等可为不同的航天器和航天运输系统所用。航天器获取的成果——信息和产品，信息可通过无线电传输到地面，或者通过回收装有信息载体（胶卷、磁带等）的返回舱进行传送；产品可由航天运输系统或航天器返回舱送回地面。航天系统按航天器是否载人可分为无人航天系统和载人航天系统；按用途可分为民用航天系统（有的兼有军民两用功能）和军用航天系统。民用航天系统包括用于科学研究的航天系统和直接为国民经济服务的航天系统。军用航天系统和直接为国民经济服务的航天系统为应用航天系统。应用航天系统的种类繁多，如卫星通信系统、卫星导航定位系统、卫星气象观测系统、卫星侦察系统等。航天系统是现代典型的复杂大系统。

（撰写：闵桂荣）

hangtian xitong gongcheng

航天系统工程　space system engineering　按照系统科学的理论和方法，组织管理航天系统的规划、研究、设计、制造、试验、运行和应用的技术。航天系统工程通常需要综合各种专业技术和社会经济等因素，通过定义、分析、设计、试验、综合和评价的反复迭代过程，根据任务需求设计出总体优化的系统配置和系统性能参数，以满足航天工程项目的经费、进度和性能的综合要求。在航天系统工程的实践中，形成了一些特有的工作方法：设立型号总指挥、总设计师和总体设计机构，对航天系统进行系统设计和管理；在航天系统研制全过程强化计划协调以及经费、进度和质量控制；利用管理信息系统对航天系统进行科学的系统管理；采用系统仿真技术对航天系统进行系统分析和评价。航天系统工程的根本目标，是以最少的投入、最有效地通过航天活动直接或间接地获取经济的、军事的、科学的和社会的最佳经济效益。

（撰写：郭宝柱　侯深渊　审订：孙家栋）

hangtian xinlixue

航天心理学　space psychology　在航空心理学的基础上和载人航天实践中逐渐形成、发展起来的一个新的心理学分支。主要研究载人航天对航天员的特殊心理品质需求及在航天中航天员心理品质的变化和预防调整。其内容包括航天员的心理选拔和训练，航天员的心理健康和疾病，航天员的心理咨询和心理治疗，航天活动中的人际关系，航天环境工程心理学问题和航天飞行安全心理学问题以及航天特殊环境因素对航天员的心理过程、心理状态和个性的影响等。

（撰写：张其吉　审订：魏金河）

hangtian xinli yingji

航天心理应激　space psychological stress　航天员心理品质和个性对载人航天的特殊任务要求和环境因素影响的特殊反应。一般说来，心理应激是个体在生活适应过程中，个体察知的需求和满足需求的能力不平衡时，所引起的心身紧张状态。这里的“察知”是强调个人的认知评价；“需求”包括生理方面的和心理社会方面的应激刺激因素；“能力”是指个体内部的、外部的资源（如个体特征、应对能力和社会支持等）；心理紧张状态是指应激的结果或反应。在航天环境下，应激是多方面的，就航天中应激源来说可分为物理性、生理性、心理社会性和人际性等4类。迄今为止，虽未见到因航天中的心理应激而引起明显功能损害和疾病的报道，但一些专家认为，随着载人航天时间的延长和任务的复杂，加上乘员的增多和异质性等因素，可能使航天员产生相当大的心理应激，从而影响航天飞行安全和任务的完成。

（撰写：张其吉　审订：魏金河）

hangtian xinxueguan shitiao

航天心血管失调　cardiovascular deconditioning　失重引起的航天员心血管系统的功能状态偏离地面正常状态的变化。航天心血管失调主要引起立位耐力下降和运动机能减退。立位耐力下降主要表现为，航天中下体负压模拟立位刺激和返回后立位负荷试验时出现心率较飞行前明显增加，脉压降低，甚至晕厥。运动功能减退主要表现为，与飞行前相比，航天中和返回后运动耐受时间缩短和定量运动负荷时心血管系统反应，如心率增高、心输出量下降等更加明显。航天心血管失调的发生机理是多方面的，失重状态下流体静压消失，体液头向转移，引起体液丢失，体液量较飞行前明显减少；由于流体静压消失以及航天低压力影响，血压调节反射机能减弱；长期失重状态下血管收缩能力，特别是动脉收缩能力减弱；肌肉萎缩，肌肉泵作用减弱；以及前庭功能紊乱等都可能与航天心血管失调有关。航天心血管失调实际上是人体心血管系统对航天失重环境适应的结果，它使航天员返回地面环境后发生再适应的困难。

（撰写：蒋昌林　审订：魏金河）

hangtian xinghao

航天型号　aerospace project　航天部门研制的各类航天器、运载器和导弹产品。航天器可分为无人航天器和载人航天器。无人航天器按是否绕地球运动分为人造地球卫星和空间探测器等。载人航天器按飞行和工作方式分为载人

飞船、空间站和航天飞机等。运载器是由单级或多级组成的航天运载工具，能把人造地球卫星、飞船、空间站或空间探测器等有效载荷送入预定轨道，实现航天飞行。导弹是利用制导系统控制飞行轨迹的火箭或无人驾驶飞行器，可把装有炸药或核装置等的弹头（战斗部）送到目标区引爆，以摧毁目标。导弹可分为战略导弹和战术导弹。战略导弹一般用于摧毁敌人的主要战略目标，它具有很大的破坏作用。战术导弹用于摧毁敌人战役、战术纵深内的目标或直接支援部队战斗行动或保卫己方重要目标，包括各类地面、机载和舰（潜艇）载战术导弹。

（撰写：杨丽萍　审订：朱维增）

hangtian xinghao gaijin gaixing

航天型号改进改型　modification of aerospace product　已定型的航天型号通过技术改进以提高部分战术技术指标和使用性能而成为该型号系列的一个改进型号的过程。战术技术指标和使用性能的提高可以是部分性能指标提高、配备新型战斗部、改变运输贮存发射平台、改进测发控设备等中的一项或几项。航天型号的改进改型是航天型号按基本型系列化发展的一种可行途径，是一种投入少、见效快的型号研制途径。航天型号的改进改型可以是在基本用途和主要尺寸不变的状态下提高部分性能指标，也可以是根据任务和用途的变化进行改型。一个航天型号的每次改进改型后的定型试验可以只进行与改进项目有关的局部设计定型试验和生产定型试验。当一个型号开始研制时就应根据技术发展前景、不同用户需求等做好型号后续发展的规划，以达到最佳的经济效益。

（撰写：苏万丰　审订：杨德润）

hangtian xinghao pishengchan

航天型号批生产　batch production of aerospace product　航天型号经过设计定型和生产定型后根据用户订单按定型图纸和技术文件组织的批量生产。根据一个订单的数量和交付分批的合同要求，航天型号产品可以一个合同一个批次或分几个批次组织生产和交付。航天型号产品的批次号连续排列，以利于在型号产品的生产管理、质量控制和售后服务过程中的质量跟踪。每个批次的航天型号产品都要进行批抽检飞行试验，合格后才能交付给用户。不同型号和不同批量的产品抽检的数量不同。航天型号分系统和单机产品则按各自的技术条件进行抽检鉴定试验和交收试验。



批生产的火箭发动机

（撰写：苏万丰　审订：杨德润）

hangtian xinghao ruanjian ceshi

航天型号软件测试　space project software testing　对航天型号产品中的软件进行的测试。这些软件包括航天型号弹（箭）载、星（船）载计算机软件，地面测发控软件，智能仪表中嵌入的软件以及固件当中的软件成分。它们可分为应用软件和系统软件两类。软件测试一般分为单元测试、组装测试、确认测试、系统测试几个阶段。关键软件应由经授权的第三方软件评测机构评测。其测试目的是：(1) 验证软件是否满足软件研制任务书、软件需求规格说明和软件设计所规定的技术要求；(2) 通过测试，发现软件问题；(3) 为软件可靠性与安全性评估提供依据。其特点有：(1) 包含实时嵌入式软件测试；(2) 可靠性和安全性要求高，测试项目更多，如强度测试、恢复性测试，测试设计中也必须考虑更多的因素，如边界情况、故障情况；(3) 需要处理汇编语言程序，在技术和工具选择时必须考虑到这一因素。航天型号软件可使用黑盒测试技术和白盒测试技术。重要的技术方法还有全数字仿真测试技术和半实物仿真测试技术。代码审查也是行之有效的测试方法。能全面满足航天型号软件测试的工具和环境较少，很多时候需要研制专用的测试设备和工具，也可利用系统联试设备。

（撰写：周涛　审订：叶东升）

hangtian xinghao ruanjian gongcheng

航天型号软件工程　space project software engineering　针对航天型号软件的具体特点，结合航天型号研制工作的实际情况，根据软件工程的基本原理和方法，提出的一套航天型号软件开发、运行、维护和引退的系统方法。它包括4个部分：开发方法学、工程工具、工程标准及工程管理。

（撰写：叶东升　审订：周涛）

hangtian xinghao yanzhi

航天型号研制　development of aerospace project　由航天部门开展的航天器、运载火箭及导弹产品的研制工作。航天型号研制一般可划分为论证阶段、方案阶段、工程研制阶段和定型阶段（对于航天器则为使用改进阶段）。

论证阶段的主要工作是根据任务要求，论证可能采取的各种方案、技术途径、可能达到的指标以及必须先期解决的支撑性预研课题，估算研制周期和经费，完成并上报可行性论证报告，国家下达《型号系统总要求》和与使用部门签订《型号研制总协议》。

方案阶段要完成方案论证、方案设计和模样研制，并拟订大型试验初步方案。在该阶段要根据已确定的指标要求，通过对多种方案和技术途径的论证和比较，筛选总体和分系统方案，对各分系统进行模样设计及原理性试验，经模样验证确定出最佳方案，并确定大型地面试验和飞行试验方案、验收方案以及经费分配等。

工程研制阶段包括初样研制、试样（正样）研制和试验及部分定型试验。初样研制主要是用工程样机对初样设计和工艺方案进行实际验证，进一步完善方案，为飞行试验样机（试样）研制提供全面而准确的依据。试样（正样）研制是在修改初样设计的基础上研制试样，并按飞行试验大纲完成研制性飞行试验，全面鉴定产品的设计和工艺。

定型阶段是型号设计和工艺全面定型，接受国家鉴定和验收的阶段。定型阶段的主要工作包括进行鉴定性试验、地面试验和飞行试验；整理并鉴定设计文件及设计文件定型；整理并鉴定工艺文件及工艺文件定型；鉴定专用工装和设备；

编制设计文件汇总表、产品技术说明书和使用文件汇总表；全面评定战术技术指标；参与协作产品定型；提出产品定型报告。 （撰写：杨丽萍 审订：朱维增）

hangtianxue

航天学 astronautics 又称星际航行学。研究航天基本原理和指导航天工程实践的综合性技术科学。航天学是航天系统，特别是航天器和航天运输系统的设计、制造、试验、发射、运行、返回、控制、管理和使用等航天技术的理论基础。主要分支学科有：航天动力学、空气动力学、火箭结构分析、航天器结构分析、航天热物理学、火箭推进原理、燃烧学、航天材料学、火箭制造工艺学、航天器制造工艺学、飞行控制和导航理论、空间电子学、飞行器环境模拟理论、航天医学、航天系统工程学等。航天学是多种基础科学和技术科学在航天应用中发展起来的，航天工程实践是以航天学的理论作指导，它又丰富和发展了航天学的内容，使之成为一门自成体系的现代综合性技术科学。 （撰写：孙家栋）

hangtian yaoce shebei

航天遥测设备 space telemetry equipment 用于获取航天器及运载火箭内部参数的设备。航天遥测数据中一般有反映被测目标工作状态及环境的工程参数，也可能有图像和话音编码数据及GPS伪距，还可能有航天员生理参数和有效载荷工作状态参数等。航天遥测设备分为航天器及箭载遥测设备和地面遥测设备。航天器及箭载遥测设备一般包括传感器及信号变换器、数据采集编码单元、数据记录器、数据打包／组帧单元、中心程序器、信息编码器、发射机及天线等。航天器及箭载遥测设备负责采集数据，并在将数据以一定的格式打包／组帧后直接或间接（如通过中继卫星）发送给地面遥测设备。地面遥测设备通过无线信道或有线信道（在测试阶段）接收航天器及箭载遥测设备发送的遥测数据，实现跟踪、接收、解调、信道译码、数据解包／分路、记录和数据处理等功能，并将原始数据或处理结果传输到数据处理中心或航天指挥控制中心。地面遥测设备可以安装在固定站或测试厂房，也可以安装在车辆、测量船或测量飞机上。地面遥测设备可以作为独立的地面站工作，也可以与遥控及外测设备组成统一测控系统。航天遥测设备的主要指标有调制体制、作用距离、码速率、误码率、数据处理速度和格式适应范围等。航天遥测设备的发展趋势是小型化、数字化、标准化、可重组、透明传输、支持国际联网及大量采用商用技术。

（撰写：李艳华 审订：李邦复）

hangtian yaogan dimian fugai

航天遥感地面覆盖 space remote sensing ground coverage 航天器的遥感器在某一时刻或在一段时间内能够观测到的地球上的地区。遥感器包括可见光相机、CCD相机、雷达天线等。地面覆盖是航天遥感任务设计中需要考虑的重要因素，它与航天器的轨道高度、遥感器视场（或成像幅宽）、航天器姿态、遥感器侧视能力等因素有关。评价航天遥感地面覆盖有4个主要参数：(1) 足迹区（瞬时视场或瞬时覆盖区），即在任一时刻遥感器可观测到的区域；(2) 瞬时寻访区，即遥感器在其正常定向方位进行扫描时可能观测到的全部区域；(3) 地面覆盖率，即遥感器敏感或寻访新地区的速率；(4) 地面寻访速率，即新的地面目标进入航天器寻访区的速率。在地球静止轨道上的航天器相对地球表面几乎是静止的，瞬时视场是最重要的，其地面覆盖范围就是航天器遥感器在一个扫描周期内所能观测到的地球圆盘的大小。而在近地轨道上的航天器相对地球表面是快速移动的，地面瞬时覆盖区域不断变化，在一段时间里，这些区域的总和就是该航天器的覆盖范围（重复覆盖区域只计算一次），表明新观测区出现速率的地面覆盖率通常是关键参数。对于地面观测者，观测航天器的仰角在规定值范围内的区域，称为这一时刻的航天器有效覆盖区。航天器遥感器的覆盖区包含在有效覆盖区内，只有遥感器的视场和航天器的高度足够大时，两个区域才相同。在航天器运行中，如果遥感器能覆盖其全部有效区域，则地面覆盖率与寻访速率相同；如果遥感器只有部分时间工作或不断变换被考察的区域，则覆盖率和寻访速率可能大不相同。航天遥感器的地面覆盖，一般仅取决于轨道和系统的几何限制条件，其范围通常用观测区域的经度和纬度表示。



图1 遥感卫星对地观测

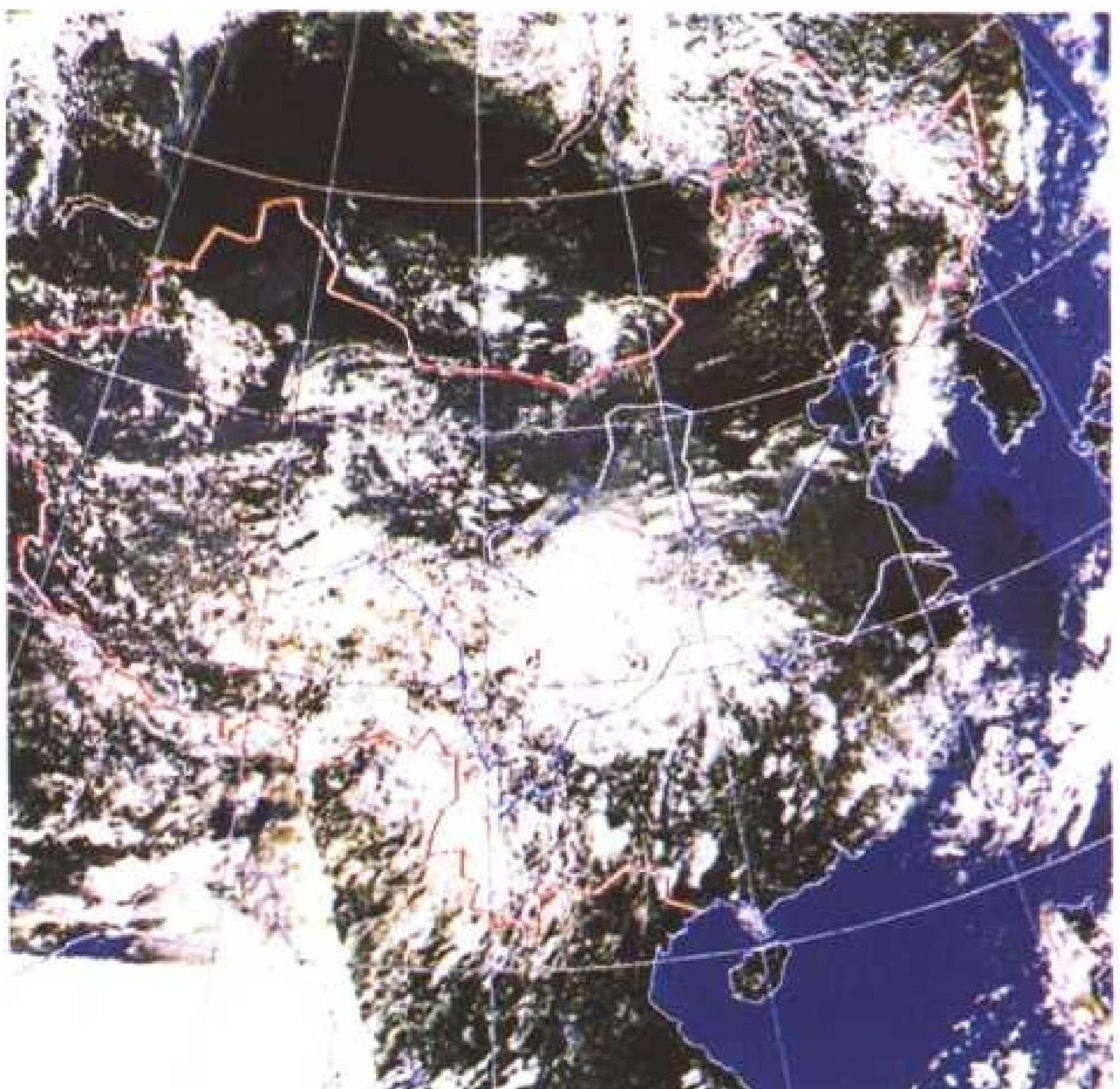


图2 气象卫星云图

（撰写：张荣保 姜林山 审订：张云彤 常际军）

hangtian yaoganqi

航天遥感器 space remote sensor 非直接接触、远距离地从空间感知并测量地球或其他天体目标及其环境所辐射或反射的电磁波的仪器。航天遥感器用以获得能反映和识别目标特征和特性的信息，是航天遥感技术系统的核心。航天遥感器通常装载在不同类型和不同轨道高度的遥感平台上。按感测

的电磁波谱段的不同，可分为紫外遥感器、可见光遥感器、红外遥感器、多光谱遥感器和微波遥感器。前4种遥感器都因用光学系统接收目标发射或反射的电磁波而统称为光学遥感器。按记录数据的不同，可分为成像遥感器和非成像遥感器。前者又细分为摄影式成像遥感器（遥感相机）和扫描式成像遥感器。按遥感器本身是否带有探测用的电磁波发射源，可分为主动式（有源）遥感器和被动式（无源）遥感器。光学遥感器一般由光学系统、探测器阵列、信号处理与变换、记录载体、结构、控制等系统组成。微波遥感器一般由天线、发射机、接收机和记录、显示装置等组成。微波遥感器具有全天候工作能力；能穿透云层和植被，具有探测一定深度地下目标的能力，可应用于军事侦察。红外遥感器也具有全天候工作能力和军事侦察应用的优势。已研制的遥感器除可见光、红外和紫外摄影相机外，还有红外—多光谱扫描仪、主题测绘仪、成像光谱仪、微波辐射计、微波散射计、雷达高度计、合成孔径雷达等。航天遥感器能从不同高度、大范围、快速和多谱段地对目标进行感测，获取大量信息。航天遥感器还能周期性地得到地物信息。遥感器除军事侦察等国防应用外，还广泛应用于农林、土地、水利、地理、地质、矿产、海洋、资源、环境、气象等领域。空间分辨率、辐射分辨率和光谱分辨率是衡量各类遥感器性能的重要指标。

（撰写：崔绍春　审订：李大耀）

hangtian yaoli yaojixue

航天药理药剂学　space pharmacology and pharmacy　研究在失重条件下，药物在航天员体内的代射特点，药物耐量的变化及其依赖性，以及用药的原则与方法的学科。它是在普通药理学和药剂学的基础上发展起来的实用性很强的学科，是航天中航天员用药的重要依据。它运用现代药理学基础理论和分析测试技术，对航天中使用的药物进行吸收和代谢规律的研究，以确定其分布、排泄、作用部位和时间、药效、药物活性与毒副作用；研究航天中药物耐量的变化，可能产生的药物依赖性及其特点和预防方法；研究该药物动力学的变化及其毒性分布、转化、产生的毒性物质的特点，提供药物在失重条件下的动力学模型；研究航天员用药的选择标准、航天中常规和特殊用药的选择、药物的预防和治疗安全剂量、药物剂型的基本要求、药品目录清单、处方手册编制、药品使用说明以及药品贮存和管理要求等。

（撰写：王德汉　审订：魏金河）

hangtian yaowu

航天药物　space drugs　用于载人航天中防治疾病，改善机体对航天环境因素作用的耐力，提高航天员工作能力的药物。航天药物应具备安全性、低毒性、无过敏、不影响工作效率的特点。为航天员提供的药物不仅包含临床常用药和多发病用药，还应有为生理反应和亚临床症状准备的用药。载人航天器舱内设置有药箱和急救药包，药箱内有以下药品：(1) 消炎及治疗胃肠道和神经系统疾病的药，如抗菌素、解热镇痛药、开胃解痉剂、止泻通便药、镇静剂和皮肤粘膜消毒保护制剂等；(2) 改善心血管功能的药，如抗心律失常的药；(3) 抗运动病的药；(4) 抗疲劳、提高工效的药；(5) 预防骨质疏松和骨丢失的药；(6) 抗辐射损伤的药等。急救包内有止痛、止血、消毒、防冻、抗暑、兴奋、驱虫等药品和敷料与绷带。航天中用药避免使用粉剂、滴剂和溶剂，常用口服、注射、涂敷与粘贴方式。所有药物必须先经地面试服或试用，有明确使用剂量和无明显的副作用。

（撰写：王德汉　审订：魏金河）

hangtian yixue

航天医学　space medicine　在载人航天中，以保证航天员身心健康和工效为基本研究内容的医学学科。它是在一般医学、生理学特别是航空医学的基础上发展起来的，属于应用基础学科。其主要组成为：(1) 航天实施医学，包括航天员的选拔与训练、航天员的医学监督与保障；(2) 航天基础医学，包括重力生理学、航天环境医学、航天免疫学、航天药理学及航天毒理学等；(3) 航天心理学和航天工效学等。由于在航天中航天员不可避免地面临微重力、空间辐射和狭小生活空间、远离社会等特殊环境因素的作用，其生理系统和心理状态必然会发生一系列变化。因此，航天医学的研究主线是了解航天员在飞行中特别是在长期航天中的生理和心理变化规律，重点研究中枢神经系统、内分泌系统和免疫系统三者之间平衡关系的变化与调整，以及这些变化对航天员健康的影响。航天医学的研究进展不仅直接服务于航天员身心健康的维持，而且有利于加深对人体生命过程的认识，它将为地面医学和生命科学的发展提供新的方法和理论线索。

（撰写：魏金河　审订：史之祯）

hangtian yixue gongcheng

航天医学工程　space medico-engineering　以直接保证航天员的安全健康和工效为基本任务的医学与工程相结合的学科。包括航天医学、航天环境控制与生命保障工程以及相关的地面模拟试验工程等3个方面的内容。从学科发展的角度，将这3个方面融为一体，具有我国自己的特点，因为三者有着密切的内在联系，都是以航天员为中心。一方面，航天医学需要相应的工程支持和物化；另一方面，有关的工程要以航天医学的需求为设计依据和研制的归宿。三者的交叉融合使航天医学工程这一特殊的学科具有较清晰的外延和丰富的内涵。在这一学科框架内，从事航天医学和工程的人员相互渗透，经一定时间的发展，都不再是单纯的医学或工程工作者，而在不同程度上具有医学和工程整合的特点。因此，航天医学工程是在载人航天事业发展中形成的一个新学科。从工程实施的角度，航天医学与相应工程的紧密结合，使它们彼此之间的协调、整合更为顺利，从而可以节省人力和经费开支，并且大大提高工作效率。

（撰写：魏金河　审订：史之祯）

hangtian yixue monishiyan shebei

航天医学模拟试验设备　simulated test device for space medicine　模拟航天医学研究和实践中需要的特殊环境因素的试验设备。这些特殊环境包括真空环境、失重或微重力环境、高低温环境、辐射环境等，另外还有因飞行活动诱导出来的环境，如超重、振动、冲击、噪声等力学环境。空间运动环境可以导致空间运动病，因此空间运动本身也是这种特殊环境之一。所以航天员不仅要经过严格的身体检查，而且必须经过上述各种特殊环境下的耐力选拔。航天员在上天飞行之前，不但要通过体能训练和各种理论技能学习，还必须经过上述各种特因条件下的适应性训练。而这种特因选拔和训练都需要一系列的模拟设备和模拟技术去实现。我国历经30多年的不懈努力，已经建成了颇具规模的航天医学模拟设备群，如图所示。

- 模拟设备群
  - 力学环境模拟设备
    - 载人离心机
    - 失重飞机
    - 中性浮力水槽
    - 人体振动台
    - 着陆冲击塔
    - 噪声模拟室
  - 气体环境模拟设备
    - 飞船内环境模拟舱
    - 应急生保试验舱
    - 航天服试验舱
    - 低压变温舱
    - 高压氧舱
  - 空间运动环境模拟设备
    - 电动四柱秋千
    - 多功能转椅
    - 视动模拟设备
  - 星空环境模拟设备——航天天象仪
  - 小环境模拟设备
    - 热真空舱
    - 真空变温舱
  - 航天飞行模拟器

中国航天医学模拟设备群

（撰写：张福冬　审订：魏金河）

hangtian yinyongshui

航天饮用水　space drinking water　航天员在轨道飞行期间及返回地面等待救援时所饮用的水。航天饮用水是航天营养保障系统的重要组成内容。目前，航天员饮用水的来源主要有两种。一种是经过净化处理的燃料电池水，另一种是从地面携带或运送的水。前者要求在航天器上装备净化电池水的设备，从地面携带饮水则必须解决水的储存和消毒问题。无论哪种来源的饮水，都必须符合航天饮水所规定的感官性状、化学、毒理、细菌和放射性的水质标准。航天饮水的供给量，包括直接饮用水及航天食品饮料复水用水，一般在每人每天2.2～3 L左右。航天饮水的需要量与食物成分、含水量、热能供给量及个体差异相关。（撰写：史之祯　审订：魏金河）

hangtianyuan cangwai huodong

航天员舱外活动　astronaut extravehicular activity (EVA)　航天员在运行轨道上或其他天体表面上到航天器舱外的环境中所进行的活动。它包括在轨道或其他天体表面上维修、装卸、更换和回收各种航天器及空间设施，更换有效载荷、组装大型空间结构（如空间站）和部署空间武器等。航天员舱外活动是载人航天3大基本技术之一。航天员进行轨道舱外活动时，先在航天器舱内穿好航天服，载上便携式生命保障系统；乘坐载人机动装置离开航天器或被舱内精确定向弹射装置弹出舱外后，航天员操纵载人机动装置，按预定的轨迹飞行到太空作业面从事舱外活动，工作完毕后再安全返回座舱。1965年，前苏联航天员列昂诺夫系绳走出“上升”2号飞船，在距飞船5 m远外，用摄像机拍照并对地球和太空进行观测，实现了人类首次舱外活动。1969年，美国航天员阿姆斯特朗和奥尔德林走出“阿波罗”11号宇宙飞船，实现了人类首次登月舱外活动。（撰写：王旭东　审订：陈义庆）



航天员舱外活动装备

hangtianyuan daixie

航天员代谢　astronaut metabolism　在航天环境下航天员机体新陈代谢的平衡状况、所发生的异常现象和产生这种变化的机理。机体从外界摄取食物，通过机体内一系列的生化反应将其分解，为机体生长发育、组织更新提供所需的成分，为实现各种生理现象和生命活动提供能量，并将分解的废物排出体外的过程称为代谢。科学家已经发现航天环境对机体代谢过程产生各种影响，如食欲改变，消化功能减弱，脂肪、蛋白质、碳水化合物、维生素、矿物盐代谢紊乱，导致机体出现肌肉萎缩和骨丢失现象。在航天飞行和地面模拟条件下，科学工作者已观察到运动、合理膳食及营养补充、药物及物理防护措施可以改善或缓解某些代谢的不利变化。但到目前为止，还没有一种方法是完全令人满意的。今后，航天员代谢的研究仍将是空间生命科学和航天医学研究领域的重要研究课题。

（撰写：史之祯　审订：魏金河）

hangtianyuan geren jiusheng zhuangbei

航天员个人救生装备　personal survival equipment for astronauts　为了保障航天员返回后在恶劣环境中生存，给航天员配备的个人救生装备。考虑陆上返回、海上应急返回以及各种气候条件下的救生需要，航天员个人救生装备包括：(1) 信号



航天员在沼泽地进行营救训练（使用烟火管）

联络器材，如烟火管（见图）、海水染色剂、太阳反光镜、信号弹、闪光标位装置、救生电台、卫星定位仪、全球通电话等；(2) 个人救生物品，如救生艇筏、抗浸防寒服、驱鲨鱼剂、生存刀、指北针、防风火柴、救生口粮、饮用水、急救药箱等；

(3) 其他装备。（撰写：蒋昌林　审订：魏金河）

hangtianyuan jiankang guanli

航天员健康管理　astronaut health management　对航天员及其家庭成员实施常规的健康监督、身体检查、紧急医疗救助、医学咨询、保存健康记录和建立航天员医务档案。为保证航天员有健康的身体和舒适安全的环境，能及时发现可能出现危害健康的医学和环境问题，需要对航天员及其周围的人员和环境采取有效的医学卫生学措施，确保航天员身体随时处于良好的健康状况，因此必须建立相应的健康管理措施，其措施为：(1) 设立专职医师对航天员实施健康监督管理负责制；(2)对航天员及其家庭成员实施常规的健康监护、身体健康检查、医学咨询、卫生教育；(3) 建立疾病预防、诊断和治疗体系；(4)实施紧急医学监测与救护；(5) 对航天员及其家属和周围环境，实施消毒与检疫、隔离与保健措施、减少疾病的发生与传播；(6) 制定航天职业健康章程，保证航天员及其家属或其周围人员的健康与安全；(7) 建立航天员健康疗养制度并实施疗养监督；(8) 建立航天员健康档案等。

（撰写：王德汉　审订：魏金河）

hangtianyuan pilao

航天员疲劳　astronaut fatigue　载人航天飞行中，因复杂严酷的航天环境因素、狭小密闭的座舱条件、工作负荷量大、精神紧张和心理生理应激的复合影响，导致航天员精神和体力上的劳累，使飞行能力和效率降低，工作质量下降，危及飞行安全的一种不正常的人体状态。航天工作环境因素和劳动条件引发的航天员疲劳，早期表现在主观感觉上为工作中的倦怠感，随之出现头痛、头昏、疲倦无力，睡眠质量下降直至睡眠障碍；在客观上表现出工作能力降低，效率和质量下降，动作迟缓，注意力范围缩小，技巧操作精确度变差，错漏忘的动作增多，综合思维能力下降，对环境因素的耐力降低等。产生航天疲劳的机理是大脑皮层细胞兴奋与抑制平衡机制受到破坏，或认为垂体—肾上腺皮质系统激素作用引起适应过程“衰竭期”的表现。产生疲劳的因素有3个：(1) 环境条件恶劣，飞行负荷过重；(2) 任务过重，精神过度紧张和心理情绪的影响；(3) 休息不好，睡眠不足。

（撰写：王德汉　审订：魏金河）

hangtianyuan xitong

航天员系统　astronaut system　载人航天工程中以确保航天员的安全、健康和工效为基本目的的系统。其主要任务是提供合格的航天员及其医学、生活保障设备和用品，提出载人航天器设计的医学、工效学要求并进行相应评价，开展空间医学实验等。航天员系统的组成如下：总体，航天员选拔与训练，航天员医学监督与保障，载人航天器设计的医学、工效学要求与评价，航天服与航天食品的研制，失重生理效应及其防护，舱载医监设备的研制，地面模拟试验和训练设备的研制及无人飞行的拟人载荷研制等。航天员系统的任务重点随着载人航天任务的变化而有所不同。在初期以航天实施医学为主，在交会对接和出舱活动中以生保医学、工效学、航天服和航天员训练为重点，在较长期的飞行中则以失重生理效应研究、空间辐射防护、航天食品和航天心理学为重点。不管任务有何变化，航天员系统始终是载人航天工程的重要组成，随着航天时间的延长其重要性愈显突出。

（撰写：魏金河　审订：史之祯）

hangtianyuan xinli pinzhi

航天员心理品质　psychological traits of astronaut　感觉、知觉、记忆、想象、思维、情绪和意志等心理过程。在心理过程中表现出来的具有个人特点的、经常的、稳定的心理倾向与心理特征称为个性心理，如需要、兴趣、动机、态度、观点、信念、性格、气质和能力等。两者密切联系，个性心理在各种心理过程中形成和发展，同时已经形成的个性心理特征又制约着心理过程。因此，在研究航天员心理品质时，也必须充分考虑航天员的个性心理特征。例如前苏联选拔航天员时，明确规定要查明航天员候选人的心理过程和个性心理特征，也明确规定有下列特点者不合格：(1) 基本心理过程功能潜力低下者（注意力集中不稳定、容易疲劳，转移和分配缓慢，感觉运动协调缓慢和不正确，记忆力降低及运用时间、空间概念能力差）；(2) 情绪不稳定，伴有心理紧张并导致复杂技能障碍和工作能力降低；(3) 职业活动的动机不明确（总的兴趣和爱好分散而不稳定，特别是与航天员活动有关的爱好，甚至对该活动采取消极态度）；(4) 意志调节域水平降低（如应激耐力明显降低，解决问题时优柔寡断等）。

（撰写：张其吉　审订：魏金河）

hangtianyuan xuanba

航天员选拔　astronaut selection　通过一系列检查和测试，挑选身心健康、智能合格并对航天特殊因素具有足够耐力的、能执行载人航天任务的人员的全部过程。航天员选拔一般分为两大阶段，一是预备航天员选拔，它是飞行员或其他职业者成为航天员的过渡时期，录取率大约在1%左右；二是训练期间的航天员选拔，它是预备航天员成为正式航天员的必由之路，淘汰率约为40%～50%。航天员选拔的具体内容一般包括如下5个方面：(1) 基本资格审定（学历、资历、基本身体素质和人体测量学要求）；(2) 临床医学选拔（临床各科检查）；(3) 生理机能选拔（包括心血管、呼吸、中枢神经系统、视觉和听觉功能检查等）；(4) 心理功能选拔；(5) 航天特殊环境因素耐力和适应性选拔。航天员选拔的实施一般分为预选、初选、复选、定选和训练期间选拔5个阶段。

（撰写：闫晓霞　审订：魏金河）

hangtianyuan xuanxun zhongxin

航天员选训中心　astronaut selection and training center　为载人航天提供合格的航天员并实施各种有关训练和保障条件的机构。它的主要职责包含负责航天员的选拔与训练，对航天员在航天前、中、后实施医学监督与医学保障，并对后续任务的医学工程进行研究。航天员选训中心一般由行政管理、技术管理与研究、选训设施和航天员医学部分组成，它是整个载人航天工程的重要组成部分。

（撰写：闫晓霞　审订：魏金河）

hangtianyuan xunlian

航天员训练　astronaut training　根据航天操作特点和给定的航天任务，利用相应的教材、教具、模拟器和训练器等把预备航天员培训为正式航天员的过程。训练的目的在于提高航天员的体力、智力、生理功能及工程技术等方面的综合能力；增强体质，提高机体对航天特殊因素的耐力和适应能力；获得航天时必须具备的专业知识和特殊技能，学会驾驶航天器等。训练内容包括一般性训练和特殊飞行训练。一般性训练主要包括：(1) 航天基础知识训练；(2) 航天环境因素耐力与适



模拟“和平号”空间站舱的训练模拟器

应性训练；(3) 航天飞行操作技能训练；(4) 身体素质和心理训练；(5)航天医学及其技能与保障训练；(6) 失重飞机和救生训练等。特殊飞行任务训练，是根据航天员执行飞行任务的特点而进行的训练，是特定任务的飞行技能和程序训练。训练的主要项目有：(1) 飞行程序训练；(2) 发射训练；(3) 交会对接及出舱活动训练；(4) 有效载荷训练及全过程综合训练等。

（撰写：闫晓霞 审订：魏金河）

hangtianyuan xunlian dagang

航天员训练大纲 astronaut training program 指导航天员训练的纲领性文件，是航天员训练的基本依据。航天员训练大纲的内容包括适用范围、训练目标、训练的要求与指导原则、训练项目的内容及学时分配、训练的考核与评定、训练保障条件、技术与计划流程、训练的质量要求及对其他系统的要求等方面。航天员训练严格按训练大纲的要求、进度和安排进行，以保证培训出高质量的航天员。航天员训练为多学科、多层次的系统工程，不同层次（总体、分系统、子系统等）都必须有各自的训练大纲，上下有机衔接，统筹规划，以保证训练任务的完成。

（撰写：闫晓霞 审订：魏金河）

hangtianyuan yangqi mianzhao

航天员氧气面罩 astronaut oxygen mask 航天员舱内应急供氧的面部呼吸装具。闭路供氧系统中，氧气由供氧调压装置直接供给人的呼吸部位，氧气面罩系据此而设置的。航天员氧气面罩有面窗型和口鼻型两种。不同类型面罩的使用由环境压力决定，航天员在舱外环境中必须使用头部全封闭的头盔，而不能使用氧气面罩。在舱内大气环境污染时，应使用氧气面罩，由于舱内气体压力得以保持，可以使用局部封闭的面窗型氧气面罩。口鼻型氧气面罩一般与应急供氧系统组合使用，面部下部设有进氧活门和呼气活门。航天员佩戴时，由于吸气造成的负压力，氧气克服进气活门的阻力进入面罩，供给航天员用氧；呼气时由于压力升高，废气克服呼气活门阻力而排出，同时关闭进氧活门，使氧气不能进入面罩。面窗型面罩为防止结雾影响航天员的视线，需要采用防雾涂层或电加热面窗，使它保持在露点以上的温度。

（撰写：尚传勋 审订：范合林）

hangtianyuan yixue jiandu yu baozhang

航天员医学监督与保障 astronaut medical monitoring and medical support 确保航天员身体健康、工作能力和人身安全的各种医学规范的制定，以及实施监测、卫生与防护措施的过程。它的内容包括4个方面：(1) 训练期的医学监督与保障，对航天员进行医学保健教育，保障饮食营养、卫生防疫和疾病诊治，监督生活起居与体育锻炼，实施体格检查与医学评价；(2) 发射前的医学监督与保障，对航天器和个人防护与救生装置实施医学卫生学检查与鉴定、临飞前体检与鉴定及生活与健康保证；(3) 航天中的医学监督与保障，对航天员生活、健康和工作实施医学监测和管理，处理飞行中医学紧急事件，对出舱活动前、中、后进行特殊医学监督与保障；(4) 航天返回的医学监督与保障，航天员的回收和回收后的护送、紧急医学救助、身体健康检查与鉴定、返回后的生活管理、健康保证与体质恢复。航天员医学监督与保障要建立相应的业务机构，由航天医学与临床医学专家实施。未来的任务应在上述4个方面工作的基础上，探索研究长期航天条件下医学监督与保障的新方法、新技术和新设备。

（撰写：王德汉 审订：魏金河）

hangtianyuan yixue jianding

航天员医学鉴定 astronaut medical evaluation 采用临床医学和航天医学的检查方法，为确定航天员的身体健康状态是否适宜继续训练或担任飞行工作而进行的评定工作。航天员医学鉴定是在训练期间和飞行前、中、后的时期，对航天员身体健康状态进行临床医学各科室的检查和人体生理功能状态的检查，如心血管系统、脑功能、前庭器官功能检查等，并将检查结果按航天员的体格标准进行评价，作出合格与否的鉴定结论。航天中医学鉴定有别于其他各时期，因其实施的难度较大，故鉴定内容以是否在飞行中发生疾病或生理功能障碍为依据，如运动病、植物神经功能紊乱、过度紧张、疲劳、睡眠障碍以及消化与心肺功能障碍等。航天员医学鉴定应注意宽严适度，一般采取与个别评定相结合的原则。鉴定的实施则利用积累日常医学监督和训练中的医学数据，年度医学体格检查的资料，由航天医学专家会同临床医学专家进行年度和飞行前、中、后的医学评定工作。

（撰写：王德汉 审订：魏金河）

hangtianyuan yingyang

航天员营养 astronaut nutrition 指专门研究在特殊的太空飞行环境下的航天员营养代谢平衡状况，制定并实施相应的航天员营养素供给量标准，制定航天员饮食制度及食谱计划，并指导航天食品的研制加工，保证航天员营养水平的工作。营养素主要包括蛋白质（含氨基酸）、脂肪（含类脂质）、碳水化合物、维生素、矿物盐、微量元素、食物纤维和水，此外还包括有效改善或对抗航天环境因素对机体不良影响的特殊营养物质（从食物或中草药提取的特殊功能的营养成分“生物奇素”）。目前，根据航天和地面模拟的人体营养代谢实验结果，发展载人航天的国家都制定有各自的航天员营养素供给量标准。航天员饮食制度是根据飞行任务、飞行时间及个人习惯而制定的每日进餐次数、餐—餐间隔时间以及每餐热能供给量的规定，合理的饮食制度是航天员健康和工作效率的重要保障。食谱计划是根据航天员营养素供给量标准及饮食制度制定的每餐膳食品种的计划表，食谱计划在不违反原则的前提下，应满足航天员的个人饮食习惯和爱好。航天食品的研制加工是在上述原则和规定的指导下进行的。

（撰写：史之祯 审订：魏金河）

hangtianyuan yingji fanghu shebei

航天员应急防护设备 astronaut emergency protective equipment 轨道飞行中发生危及航天员生命安全的事故时，用于救援航天员的设备。在主动段发生故障时，常常使用逃逸火箭实施救生。轨道飞行中有可能发生设备失常或失火等故障，载人航天器都装备有较为完善的灭火系统。例如，航天飞机上设有固定式及手提式灭火设备。航天员在火灾情况时佩戴有防护服装和应急供氧装备。在舱内压力应急时，使用应急氧源。航天员个人供氧装置可与舱内供氧设备连接。在舱内防护装备不能解除航天员的危急情况时，航天员可向救生艇转移。航天飞机配备有两套航天服供两人使用，其他乘员只能使用球形救生囊。救生囊为一种直径 76 cm 的织物囊状物，进入救生囊的乘员由着航天服的航天员转移到附近的救生艇。航天员在飞行中发生疾病和创伤时，可使用船上救生包，救生包内装有各种药品和防护用品。

(撰写：尚传勋　审订：范合林)

hangtianyuan zaishiying

航天员再适应 astronaut readaptation 航天员返回地面后再适应地球重力环境的过程。航天员返回地面后的生理反应可分为即刻反应和延迟反应。在即刻反应中，由于传入系统的相互作用发生改变，刺激神经反射和内分泌调节机制，在不同的传入系统间建立适当的关系，但这种调节机制还不足以建立个体和地球表面重力环境间的适当的相互作用：航天员的感觉—运动模式不再适合于地面重力环境，出现头晕、步态不稳等前庭不稳定症状；地球重力作用使体液潴留于下肢，而体液量较飞行前减少，心血管系统又已适应失重状态，使立位耐力下降和运动机能减退；肌肉萎缩，不堪承受地球表面重力，感到乏力、站立困难、肌肉疼痛；应激导致血中皮质醇、儿茶酚胺含量增加，使淋巴细胞对有丝分裂原的反应性下降。延迟反应过程中，随着各系统功能或结构的重建及调节系统的重建，最后形成并建立一种适应地球表面重力环境的新的稳定状态：航天员的前庭感觉系统经过数天适应形成新的感觉—运动模式；丢失的体液得到补充，红细胞生成增加，整个心血管系统经数天至数周恢复到飞行前的功能状态；而肌肉和骨骼系统的恢复所需时间更长。返回后各系统再适应时间过程不一，再适应中个体差异表现明显。航天中采用积极有效的对抗措施，对加速返回后再适应过程有良好的作用。

(撰写：蒋昌林　审订：魏金河)

hangtian yundongbing

航天运动病 space motion sickness 又称空间运动病。航天中由于失重等因素引起的类似运动病的反应，为航天适应综合症的表现之一。其本质上不是病症，而是一种前庭自主神经反应，主要表现为眩晕、胃部不适、恶心、呕吐，苍白、出冷汗较少见；呕吐常为特发性，有轻微或无恶心症状。在持续失重 15 min 至 1～2 h 后即可出现运动病症状，2～4 天后逐渐消失。航天运动病的发生机理比较复杂，目前主要有以下 3 种假说：(1) 感觉冲突假说，前庭信息与视觉、本体感觉信息密切协同，在中枢整合成记忆储存模型。失重时，由于这些信息发生改变，互相冲突失匹配，引起运动病的发生；(2) 耳石不对称假说。两侧耳石重量不等，长期生活在地球引力下，这种两侧不对称信息经过中枢整合产生适应。一旦进入失重状态，两侧耳石重量均消失，反而使中枢不能适应，产生航天运动病症状。这其实是感觉冲突假说的补充；(3) 血液再分配假说。失重时血液头向转移，迷路内淋巴管周围的血管充血，使内淋巴的动力学发生改变，进而影响前庭功能。

(撰写：蒋昌林　审订：魏金河)

hangtian yundong jineng jiantui

航天运动机能减退 exercise capacity reduction for astronauts 航天员飞行中或飞行后体力负荷能力下降的现象。这种运动机能减退的主要表现为：与飞行前相比，飞行中或飞行后立位运动时，定量运动负荷引起心血管系统更加明显的变化（心率加快，血压、心搏量降低）；进行次极限运动时耐受时间明显缩短。航天中运动机能减退的机理包括以下几个方面：(1) 细胞外液尤其是血浆容量的减少，使运动时外周循环和心脏充盈压降低，每搏量和左心室最大舒张末容积不能像飞行前那样显著增加；(2) 红细胞质量下降使血液携氧能力降低；(3) 肌肉萎缩，肌肉质量下降以及神经肌肉协调功能下降。但航天员通过积极锻炼能很好地维持甚至提高有氧运动能力。此外，在失重状态下的运动过程中没有重力引起的体液重新分布，也有利于维持航天员在飞行中的运动机能。飞行后航天员运动机能减退更加明显，除了上述的因素外，失重引发的下肢血管顺应性增加，上身血管顺应性减小，使站立运动时体液更多向下身转移；皮肤血管顺应性增加，使运动时流经皮肤的血流量增加更多（以利散热），回心血量更加减少，导致飞行后即刻航天员运动机能明显减退。飞行中积极有效的锻炼有助于减轻飞行后运动机能减退。

(撰写：蒋昌林　审订：魏金河)

hangtian yunshu

航天运输 space transportation 把有效载荷从地面运送到太空预定位置（轨道）、从太空某位置运回地面或者从太空某位置运送到另一位置的过程。航天运输是空间应用和空间探测的基础，后者反过来又促进航天运输的发展。航天运输的有效载荷包括各种航天器（如人造卫星、载人和无人飞船、空间站及空间探测器等）以及完成空间任务所需的其他物资和器材。作为火箭有效载荷入轨的飞船本身也是航天运输工具的一个组成部分。目前用作航天运输工具的有运载火箭、在地球与太空之间一次或多次往返运输的系统（称为天地往返运输系统）。研究中的空间机动飞行器将能在不同轨道高度或不同轨道平面之间往返运输各种有效载荷。与陆地运输、海运和航空运输相比，航天运输目前还处于初级阶段，运输费用昂贵，操作复杂，反应速度慢，可靠性也较低。随着先进可重复使用运载器的发展以及大规模空间开发带来的运输需求量的增长，这些问题可望逐步得到解决。

(撰写：吴宏斌　审订：魏其勇)

hangtian yunshu xitong

航天运输系统 space transportation system 往返于地球表面和空间轨道之间，或在轨道与轨道之间运输各种有效载荷的运输工具系统的统称。包括载人或货运飞船及其运载火箭、航天飞机、空天飞机、垂直起降单级入轨运载器、应急救生飞行器、各种辅助系统以及研究中的空间机动飞行器等。又可分为一次性使用航天运输系统和重复使用航天运输系统，前者主要为一次性使用宇宙飞船及其运载火箭，后者主要为航天飞机、空天飞机等部分或完全重复使用的航天运载器系统。目前典型的航天运输系统如俄罗斯的一次性使用“联盟”TM 载人飞船和“进步号”货运飞船及其运载火箭、

美国的部分重复使用的航天飞机运输系统等。

（撰写：韩鸿硕 审订：刘恒振）

hangtian yunzaiqi

航天运载器 space launch vehicle 用于把有效载荷从地面运送到预定轨道或把有效载荷从轨道带回地面的运载工具的统称，包括一次性使用运载火箭、部分重复使用运载器和完全重复使用运载器等。参见一次性使用运载火箭、部分重复使用运载器和完全重复使用运载器。

（撰写：才满瑞 审订：朱维增）

hangtian zhihui kongzhi zhongxin

航天指挥控制中心 space command and control center 对航天器飞行试验任务实施指挥和控制的设施与场所。航天指挥控制中心的主要任务是根据航天器飞行任务的性质制定测控计划；接收航天测控网中各测控站（测量船、测量飞机）获取的外测、遥测数据，进行实时和事后数据处理，确定航天器的飞行轨道和运行姿态；监视航天器的工作状态；计算轨道、姿态机动所需的控制参数，按飞行程序和实测运行轨道，生成航天器的控制指令；指挥各测控站（测量船、测量飞机）对航天器实施指令控制和数据注入，并向航天器设计部门和有效载荷用户提供航天器飞行结果分析报告和观测成果。航天指挥控制中心通常配有数据处理、通信和监视显示器等系统。数据处理系统一般由网络、通信控制处理机、实时任务计算机、事后处理机等硬件和实时软件组成。通信系统由指挥通信、时间统一、数据传输和电视系统组成。监视显示系统由各类监视显示器设备和相关软件组成。

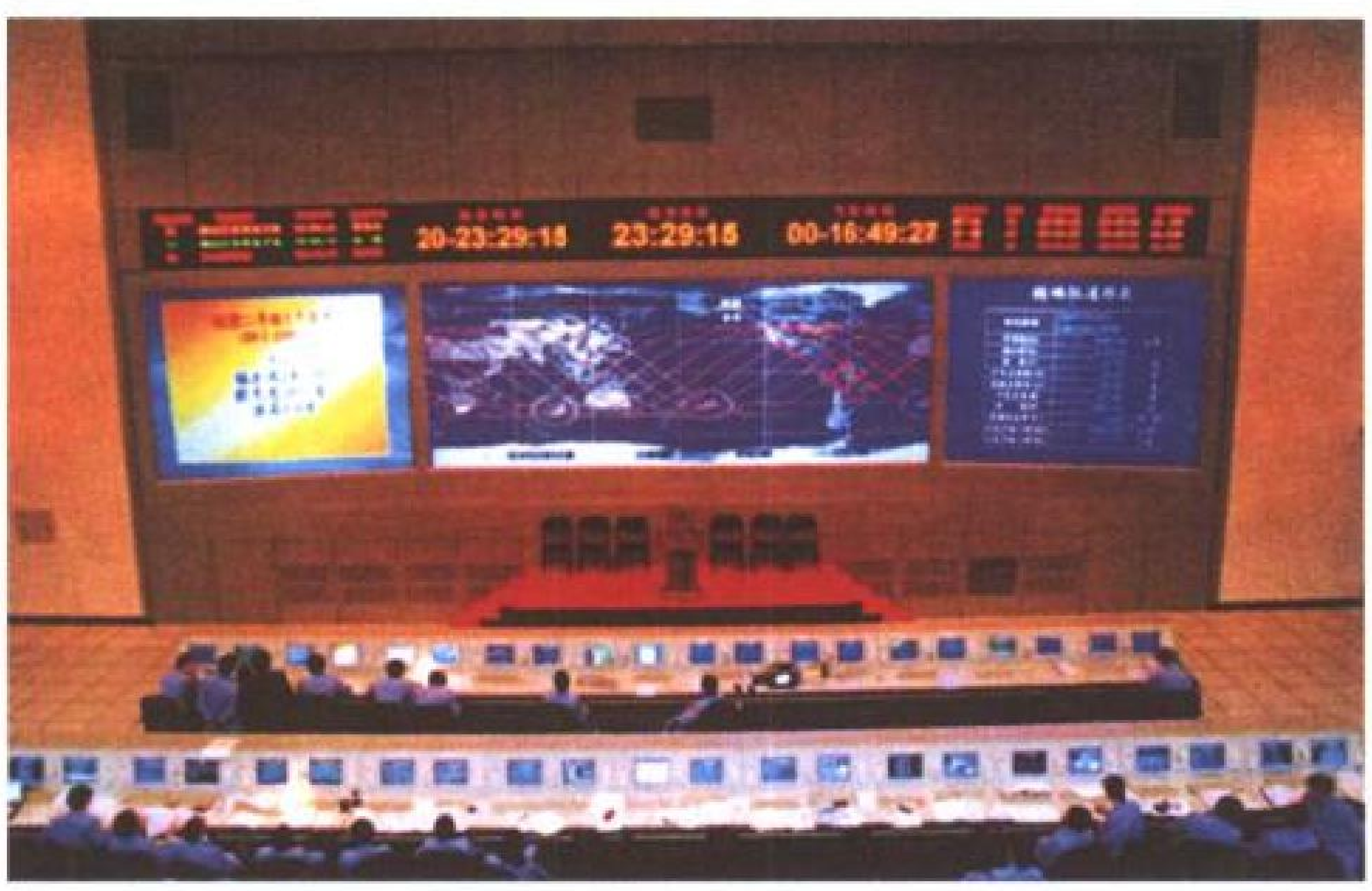


图1 中国航天指挥控制中心



图2 俄罗斯航天指挥控制中心

（撰写：贾永年 审订：刘志逵）

hangtian zhuanye jineng he caozuo xunlian

航天专业技能和操作训练 professional skill and operation training for spaceflight 航天员根据载人航天任务的要求，掌握航天专业知识和操作技能的学习过程。训练内容包括：(1) 熟悉和掌握载人航天器总体和各分系统的结构、功能、运行状况和特性、故障情况及安全措施；(2) 熟练掌握载人航天器人工控制与操作技能，包括航天器姿态控制技术、仪表板操作技术和舱内设备维护技术训练；(3) 航天器应急工况技术训练，包括压力应急、温度应急及火灾应急的识别和处理技术训练；(4) 故障识别和处理技术训练，包括航天器各分系统的故障识别与处理；(5) 航天员安全保障装备技术训练，包括航天服操作技术训练、航天医学监督与保障的知识学习和操作技能训练及救生生存能力训练等；(6) 航天飞行日常生活和工作用品使用技能训练；(7) 空间实验及有效载荷操作技术训练；(8) 其他各项航天技术和操作技能训练等。因航天员的职责和任务分工不同，上述训练内容、强度和要求也因人而异。

（撰写：闫晓霞 审订：魏金河）

hangxian xiangji

航线相机 strip camera 又称条带相机，是空中摄影时利用运动胶片通过焦面上的缝隙曝光而获得连续相片的专用遥感相机。这种相机在靠近像面处有一个狭缝，其方向与飞行方向垂直。照相时，镜头光轴指向不变，胶片以掠过焦面的地物影像速度精确同步向前运动，从而拍摄与狭缝长度对应的连续地物呈条带形的照片。曝光时间的控制是靠改变狭缝宽度完成的。像速度与胶片速度要符合以下关系式

$$V_f = V_i \qquad V_i = (V/H)f$$

式中 V_f为胶片运动速度；V_i为像速度；V为相机在地面的投影速度；H为摄影高度；f为相机焦距。通常航线相机有两种工作方式（见图1和图2）。

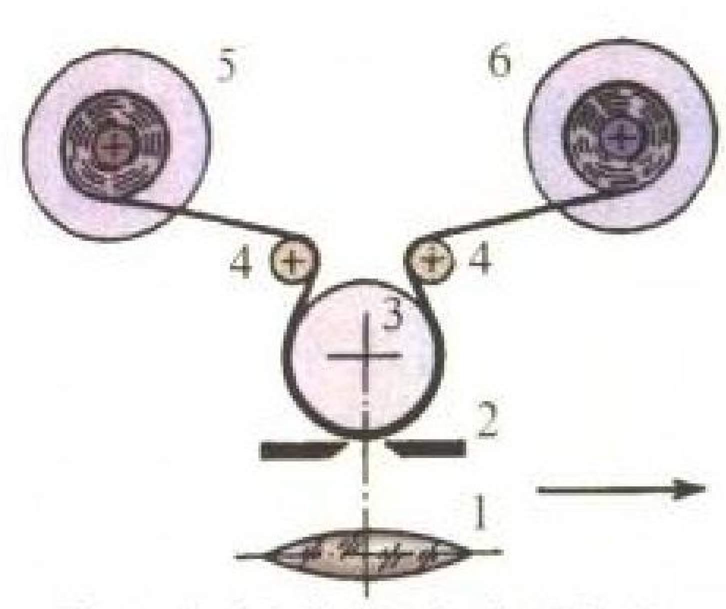


图1 有调焦鼓的航线相机
1—镜头；2—曝光狭缝；3—调焦鼓；4—导片辊；5—供片装置；6—收片装置

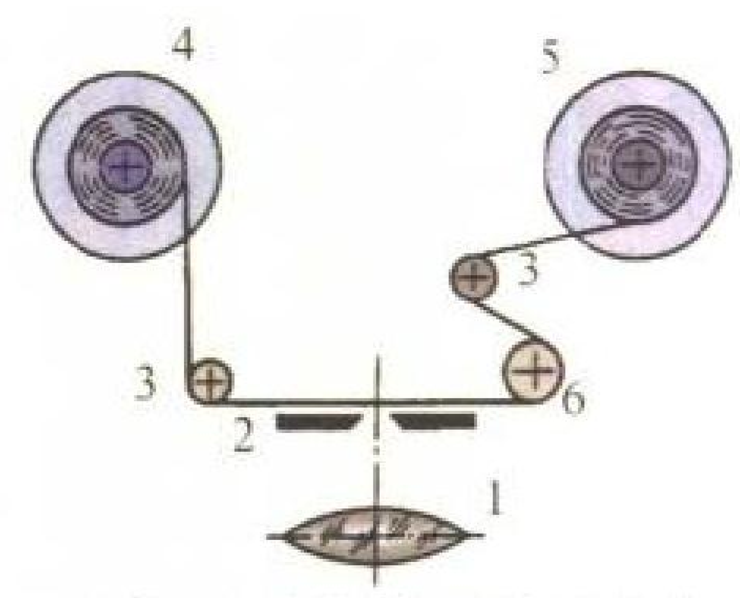


图2 无调焦鼓的航线相机
1—镜头；2—曝光狭缝；3—导片辊；4—供片装置；5—收片装置；6—量片辊

（撰写：杨秉新 审订：金志煌）

hangxiangdian daohang

航向点导航 course point navigation 利用“全球定位系统”/“全球导航卫星系统”（GPS/GLONASS）或其他导航定位系统，不断测量飞机和船舶的实际首尾线指向（航迹），并和预先规定的目标指向相比较，测出指向角偏差，然后不断修正、控制，以消除偏差，到达目的地的过程。在航空和航海中航向是指飞机和船只的方向，规定以指北为基准，按顺时针方向为正，旋转至飞机、船只首尾线（由飞机尾、船

只尾指向机首或船首的方向）之间的夹角。过去由于采用的测角仪器不同（如用电罗经或磁罗经），指向也有真北、罗北、磁北之分，因而航向也有真航向（真北线至飞机、船只尾首线之间夹角）、罗航向和磁航向之分，三者之间需经常进行变换。出现 GPS/GLONASS 系统后，航向点导航则以利用 GPS/GLONASS 为主要手段，原有仪器为辅。

（撰写：姜 昌 审订：范士明）

haomibo daoyintou

毫米波导引头 millimeter-wave seeker 又称毫米波雷达导引头。安装在导弹头部，直接接收从目标反射或辐射的毫米波（频率 30～300 GHz）信号，测出目标与导弹的相对位置参数，产生导引信号的装置。按作用原理分为主动式（毫米波能量由导弹发送）、半主动式（毫米波能量由弹外导引站发送并经目标反射）和被动式（毫米波能量由目标发射或辐射）毫米波导引头。毫米波导引头一般由天线及馈电系统、接收系统、频率跟踪系统、信号处理系统、随动系统组成（主动式还包含发射系统）。在信号处理系统控制下，自动搜索、捕捉和跟踪目标，获得目标的角度、距离等信息，输出导引信息引导导弹飞向目标。由于毫米波导引头装在导弹上，对目标的测量精度不受导弹飞行距离的影响，一般用于末制导。相对于微波雷达导引头，毫米波导引头具有结构尺寸小、分辨率和精度较高、抗有源和无源干扰性能好等优点，但由于毫米波在大雨大雾恶劣气象条件下，衰减较大，限制了有效作用距离。此外，波束窄对目标搜索和捕捉造成一些困难。毫米波导引头不能完全适应远距离和大搜索角的要求。

（撰写：唐银新 审订：焦晓亮）

haomibo tianxian

毫米波天线 millimeter-wave antenna 工作于毫米波频段的天线。毫米波天线的特点是比同等口径的低频天线具有更窄的波束和更高的增益，因此采用较小的物理尺寸就可以获得较高的空间分辨率。毫米波天线的发展存在着两个基本问题：一是与低频天线的设计相比，毫米波天线系统的制造对机械、电气设计的公差要求更严格，同时射频损耗随频率的增加而增加，例如直波导的损耗在 35 GHz 时可以达到 0.6 dB/m 的衰减水平；二是在毫米波频段，可以分配更大的绝对带宽，并且相同的绝对带宽比较低频具有更小的相对带宽（或称百分比带宽），而小的相对带宽对器件的发展更为有利。毫米波天线的特点决定了它在通信、雷达等领域的广泛用途，例如毫米波天线可以用于优化点对点的通信，减少干扰和低仰角工作时的多路径效应等。喇叭天线、透镜天线、反射面天线、阵列天线等都可用作毫米波天线。

（撰写：高文斌 审订：谢胜斌）

haoweimiao maichong zhankuan jishu

毫微秒脉冲展宽技术 ns pulse extension technique 一种将宽度为毫微秒量级的窄脉冲展宽成宽度大得多的宽脉冲的技术，特别是指将毫微秒量级的窄脉冲通过色散延迟线展宽的技术。窄脉冲的不同频率分量经色散延迟线的不同延迟后叠加成在时间上得到展宽的脉冲。这个脉冲具有与原窄脉冲相同的带宽，因此，具有与原窄脉冲相同的时间（距离）分辨率。该技术通常用于需要获得高分辨性能，但在提供满足要求的高功率窄脉冲时有困难的系统，例如，星载雷达遥感系统，弹载或机载雷达目标检测和识别系统。

（撰写：周顺林 审订：戴逸俊）

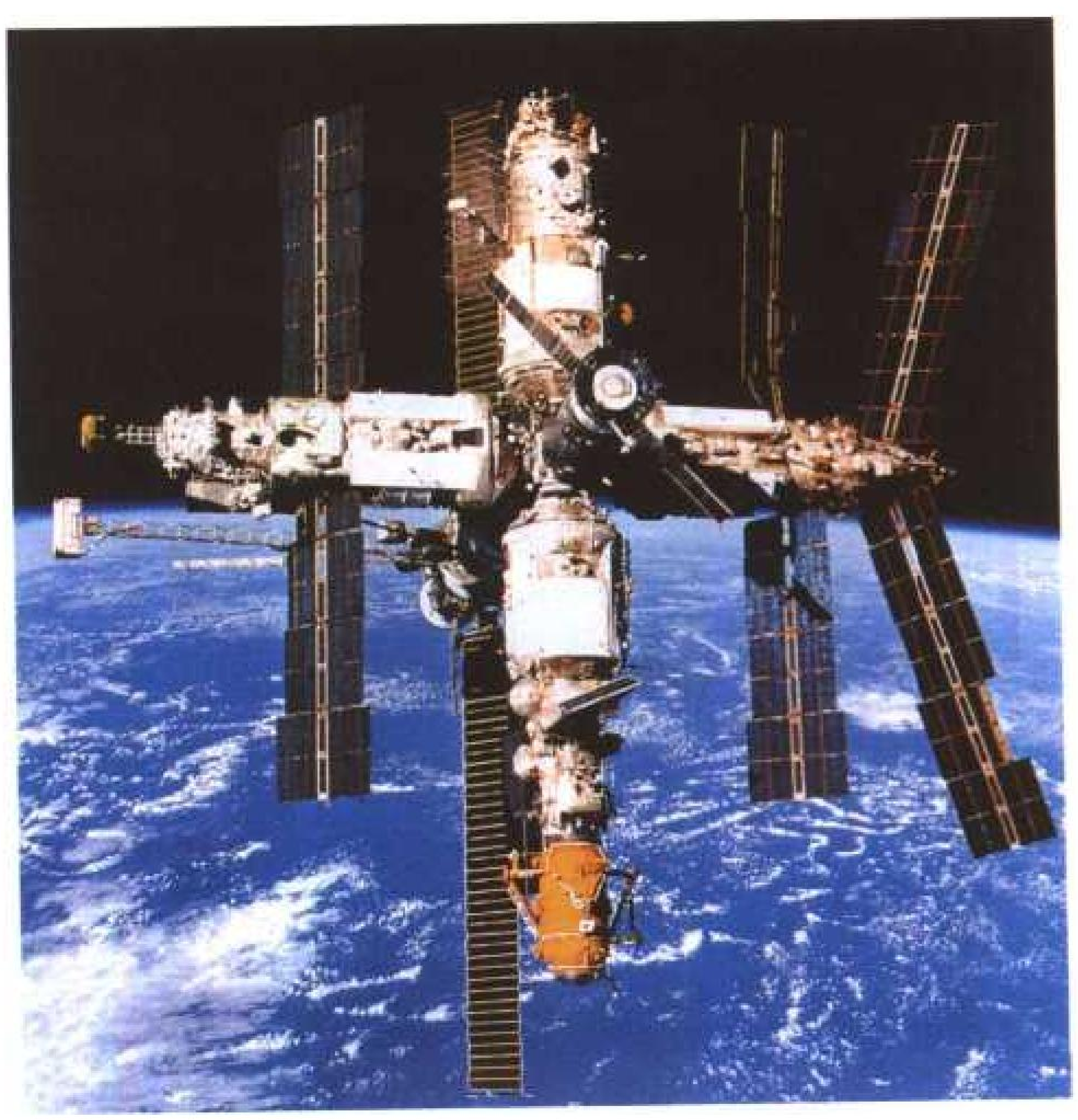
haojin guanji

耗尽关机 depleted shutdown 火箭发动机关机方式之一，指在推进剂的任一组元消耗至发动机安全工作所允许的最低量时关闭发动机。对于固体发动机，燃料耗尽，燃烧室压力下降，发动机便自动停止工作。对于液体发动机，因推进剂混合比经常出现偏差，将会出现推进剂某一组元先消耗至发动机安全工作所允许的最低量的情况。这时，装在贮箱后底内的耗尽关机传感器就会发出关机信号，由控制系统关闭发动机。耗尽关机一般作为液体火箭第一级发动机制导控制关机的备保手段，以提高发动机关机的可靠性。在不影响一级箭／弹体落区安全性的条件下，适当提高发动机耗尽关机的概率，相对于完全依靠制导关机，可以减少推进剂安全余量，有效提高火箭的运载能力。大型运载火箭的助推器发动机大多采用耗尽关机作为发动机关机的主要手段。实际应用中，一般在每个贮箱内装有两个以上的耗尽关机传感器，并在线路上采取提高关机可靠性的措施，由此可以确保不误发、不漏发耗尽关机信号。

（撰写：谢全根 审订：刘竹生）

hepinghao kongjianzhan

“和平号”空间站 Mir space station 前苏联／俄罗斯发射的舱段组合式大型长久性空间站。它是 20 世纪质量最大、在轨工作时间最长和技术领先的航天器，也是世界上第一座采用多舱段组合方式的空间站。“和平号”质量达 135 t，全长 33 m，由核心舱及“量子”1 号（用于天文观测及医学和生物学研究）、“量子”2 号（用于在轨维修和工艺实验）、“晶体号”（用于研究空间加工工艺及生产新材料和生物制品）、“光谱号”（用于对地遥感和生物学实验）和“自然号”（用于地球生态研究）等 5 个专用实验舱组成。最早发射的核心舱于 1986 年 2 月 19 日升空，最后发射的“自然号”舱于 1996 年 4 月 26 日入轨对接，全站建设工作用了 10 年时间。“和平号”在轨工作期间创造了一系列世界之最，包括男女航天员连续驻留太空时间纪录和多次太空行走纪录。共有 12 个国家的 135 名航



“和平号”空间站

天员到访过“和平号”，有 31艘载人飞船、62艘货运飞船和9架次美国航天飞机与它实现了对接。“和平号”原先设计寿命为5年，实际上在轨工作了15年。在长期在轨运行过程中，“和平号”也暴露出了电力不足和设备老化等一系列问题，曾发生过火灾和货运飞船与站体相撞等严重事故。苏联解体后，俄罗斯财政出现困难，难以保证该站昂贵的运行维护费用，最终作出了让其退役的决定。2001年3月23日，“和平号”离轨再入，在南太平洋预定海域上空解体焚毁。

（撰写：孙广勃　审订：李双庆）

hefanyingdui relizi fadianqi

核反应堆热离子发电器　nuclear reactor thermion generator　用核反应堆作为热源、热离子能量转换器作为能量转换系统的核电源。其原理是将核反应堆裂变产生的热能转变为电能。核反应堆系统主要由反应堆活性区、反应堆控制系统、冷却系统、核辐射防护屏蔽（中子和γ射线屏蔽）和辅助系统等组成。反应堆活性区是发生核裂变反应的地方，是核反应堆的心脏，主要部件是热离子燃料元件和氢化锆慢化剂。热离子燃料元件用UO_2作燃料，用来产生核裂变热能。热离子能量转移器实际上是充有铯蒸气的真空二极管，又称为热离子二极管。热离子能量转换器利用核裂变放出的热量，加热二极管的发射极到1500 °C以上，发射极发射出的电子穿过电极空间为接受极接收，流经负载形成回路，裂变能直接变为电能。热离子二极管的转移效率与发射极温度有关，当发射极温度为1600 °C时，效率在10%左右；当发射极温度为1800 °C时，效率可达18%。空间核反应堆热离子电源系统发电功率可达几千瓦到几百千瓦，寿命10年以上。（撰写：陈小霓　审订：褚桂柏）

hehuojian fadongji

核火箭发动机　nuclear rocket engine　利用核反应释放的热能加热的推进剂，经喷管气动力加速喷射产生推力的火箭发动机。正在研制的核火箭发动机兼有提供推力和发电两种功能。核火箭发动机主要由推力室与喷管、核反应堆、中子和伽玛射线屏蔽结构、热电转换系统、辐射器、推进剂贮存与管理系统等组成。推进剂用氢。液体锂流经内反应堆芯氮化铀核燃料管，吸收核裂变产生的热能，先后经过锂—氢热交



核火箭发动机示意图

换器和锂—氙、氦热交换器，放出热能，再回到内反应堆芯核燃料管，进行循环。来自贮箱的氢，经锂—氢热交换器加热升温，又流经外反应堆芯钨—二氧化铀核燃料管，再次加热升温，进入推力室经喷管高速喷出。另外，氙与氦的混合气体从锂—氙、氦热交换器获得热能，经布朗特循环热电转换系统转换而提供电力。核火箭发动机可产生连续推力或脉冲推力，为10^2～10^3N 数量级，比冲为8000～10000 N · s/kg，适用于大中型航天器的轨道运输和星际航行。

（撰写：黄良甫　审订：胡永年）

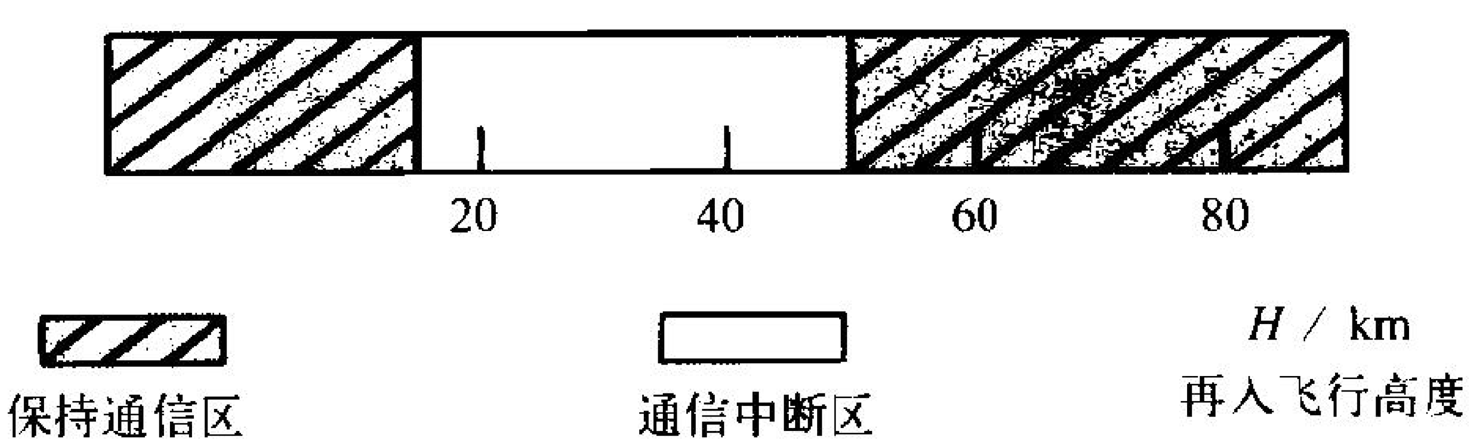
heneng huojian

核能火箭　nuclear rocket　利用核火箭发动机推进的火箭。核能火箭的优点是：(1) 核火箭发动机的比冲比化学火箭发动机的高。(2)只有一种推进工质，简化了火箭结构。(3) 最适合执行长时间任务或星际任务（如火星探测）。但其耐高温结构材料的研制、辐射防护、排气污染和反应堆的控制等一系列问题尚待进一步解决。参见核火箭发动机。

（撰写：才满瑞　审订：朱维增）

heizhangqu

黑障区　blackout area　又称通信中断区。由于等离子鞘套和天线窗（罩）盖板液态层对无线电波的衰减作用导致再入飞行器通信中断的飞行高度区段。以超高速进入地球稠密大气层的再入飞行器，在其等离子鞘套中含有大量的带电粒子，其电子数密度有时高达10^{13}～$10^{16}/cm^3$。当飞行器表面存在烧蚀时，烧蚀材料中含有的微量碱金属被注入到边界层中，会释放大量的自由电子。运动的气流中含有的大量带电粒子能产生强烈的电磁场作用，对穿越等离子体鞘套的电磁波会产生强烈的干扰和能量吸附。研究表明，烧蚀时表面上存在的天线窗（罩）盖板液态层，也如同等离子鞘套一样，甚至更严重地对电磁波产生反射和折射效应。上述这些作用会使电磁波能量发生很大的衰减，严重时会使某些波段上的电磁波衰减



黑障区示意图

到不能通过，使装载在再入体上的发射机或雷达系统在这样的高度区域内无法工作。一般说来，激波层中的电子数密度达到$10^{13}/cm^3$时，C波段和P波段会出现一定程度的通信中断。如果电子密度更高和烧蚀更严重时，S波段和K波段等常用的波段也会出现某种程度的通信中断。

（撰写：孙洪森　审订：安复兴）

heizi cichang

黑子磁场　sunspot magnetic field　太阳黑子及其附近的强磁场。强磁场是黑子的基本特征。黑子磁场强度在0.1～0.45 T之间。黑子中磁力线的分布具有轴对称的特征。在黑子中心，磁力线几乎和该处太阳表面的法线一致；从中心向外，磁力线与法线的夹角逐渐增加。用扇形模型能很好地描述该特征。黑子磁场在中心与半影边缘一半处达到极大。黑子磁场强度与黑子面积A有关，一般面积越大，磁场越强。最大磁场强度H_m与黑子面积有近似关系

$$H_m = 3700\frac{A}{A+66}$$

黑子磁场是不稳定的，它随时间变化，一般为4×10^{-5}～1.8×10^{-3} T/h。在剧烈活动时可达1.8×10^{-2} T/h以上。黑子磁场的这种变化对太阳活动区的许多不稳定过程起着重要作用。黑子磁场存在精细结构：黑子内磁力线随深度有很强的扭转和旋涡结构，存在本影点。黑子磁场的极性在一个黑子群中有一定的分布规律。一般来说，一个黑子群中有两个主要黑子，它们的磁极性相反。如果前导黑子是N极的，则尾随黑子就是S极。在同一半球，一个黑子群的磁极性分布状况是相同的，而在另一半球则与此相反。在一个太阳活动周（约11

年）结束，另一个活动周开始时，黑子磁场的上述磁极性分布会颠倒过来，形成一个约22年的磁周。

（撰写：吴中华 审订：都 亨）

hengxing xiangji

恒星相机 stellar camera 在测图相机拍摄地面相片的同时，用来拍摄恒星相片以供测图相机计算该时刻飞行器绝对姿态的测量型相机。恒星相机与测图相机必须同步摄影，且有刚性固结，并始终保持着精密检校过的视轴和像方坐标系间的几何关系。该相机至少应拍到阈值星等为5等以上的两颗恒星，且摄影负片上至少有3颗分布均匀的可量测的恒星影像。因此该相机是一种相对孔径较大、视场较宽、对恒星发光光谱段响应灵敏、摄星定向精度较高的相机。例如，"阿波罗"15、16、17号飞船的恒星相机技术性能参数为：焦距76 mm，相对孔径1／2.8，视场角18°× 24°，快门速度1.5 s，采用EK3401胶片。此相机的定向误差产生的估算姿态误差可在10角秒以内。为提高航天地物相机尤其是测图相机摄影姿态角的确定精度，测图相机必须配置两台不同指向的恒星相机。美国航天飞机上的大幅面摄影系统装置就是这样一种典型配置的系统。

（撰写：乌崇德 审订：周 峰）

hengxujing jiance jishu

恒虚警检测技术 constant false alarm detection technique 雷达系统在保持虚警概率恒定条件下对接收机输出的信号与噪声作判别以确定目标信号是否存在的技术。由于接收机输出端中肯定存有噪声（包括大气噪声、人为噪声、内部噪声和杂波等），而信号一般是叠加在噪声上的。这就需要在接收机输出的噪声或信号加噪声条件下，采用检测技术判别是否有目标信号。任何形式的判决必然存在着两种误差概率：发现概率（P_d）和虚警概率（P_{fa}）。当接收机输出端存在目标回波信号，而判决时判为有目标的概率为P_d，判为无目标的概率为$1-P_d$。当接收机输出端只有噪声时，而判为有目标的概率为P_{fa}。由于噪声是随机变量，其特征可用概率密度函数（P_{df}）表示，因此信号加噪声也是一随机变量。恒虚警检测器首先对输入的噪声进行处理后确定一个门限，将此门限与输入端信号相比，如输入端信号超过了此门限，则判为有目标，否则，判为无目标。为了使系统的虚警概率保持恒定，此门限是随输入噪声变化而进行快速的自适应调整的，噪声处理方法是随噪声的不同分布而异，因而恒虚警检测技术包括恒虚警处理技术和目标检测技术两大部分。恒虚警处理技术包括快门限、慢门限处理技术，目标检测包括似然比检测、二进制检测、序贯检测和非参量检测等。

（撰写：陆林根 审订：丁渭兴）

hengxujing leida

恒虚警雷达 constant false alarm rate radar (CFAR) 当进入雷达检测器的噪声电平、杂波电平和干扰电平变化时，雷达的虚警概率近似保持不变的雷达。该技术主要用于雷达的接收系统和信号处理系统。在恒虚警雷达中，使用了如下两种基本方法：(1) 被检测单元的检测门限是以该单元周边的单元为参考单元，利用它们的输出量，构造出一个统计量作为该检测单元的检测门限。例如单元平均恒虚警、非参量恒虚警。(2) 被检测单元的检测门限是利用该单元以前的输出量构成一个统计量作为该检测单元的检测门限，例如杂波图。雷达使用恒虚警技术后，可使其虚警概率近似为一常数，但同时也使雷达在有干扰时，检测目标的性能受到了影响。

（撰写：秦忠宇 审订：鲁耀兵）

hengjiashi jiegou

桁架式结构 truss structure 由一些直杆连接组成的一组三角形框架，构成一个几何形状不变的结构件。桁架式结构可分为平面桁架结构和空间桁架结构。在理论上，桁架式结构是在杆件的两端互相铰链连接，杆件间的连接点称为节点（或结点）。通过截面法、节点法等静力平衡条件可求得静稳定桁架杆件的内力。在工程上桁架式结构是在节点处通过螺接、铆接、焊接或胶接等将杆件连成一组三角形框架的结构。由于节点处不是铰接，杆件实际上起梁的作用，通过结构有限元分析可求得梁端的轴力、剪力、弯矩和扭矩。航天器中桁架式结构的杆件常用的材料有：轻金属（铝合金、钛合金等）和复合材料（碳纤维／环氧等）。由于桁架式结构简单、有效、质量轻，因此在航天器结构中得到广泛的应用。例如，美国的太空望远镜用桁架式结构构成望远镜的主镜筒构架；国际空间站使用88 m长的基础桁架结构，用来安装各类舱段、大型太阳翼、移动服务系统及外露试验设施等。

（撰写：冯纪生 审订：吴国庭）

hengliangshi cangduan

桁梁式舱段 longeron section 以桁梁为纵向构件（有时有桁条），与蒙皮、隔框组合而成的半硬壳式薄壁结构。它是梁式和桁条式舱段的结合，具有二者兼顾的特点。这种结构的主要承力构件是承受较大集中轴向力和弯矩的桁梁，见桁梁式舱段的结构图。隔框维持舱段的剖面形状，框、蒙皮、桁条、桁梁相互连成整体，蒙皮用两块薄铝板滚弯成型后在桁梁处对接。前端框为由板材铆接而成的加强框；后端框是由板弯成型的加强框，在桁梁处有发动机接头以传递火箭发动机的推力。

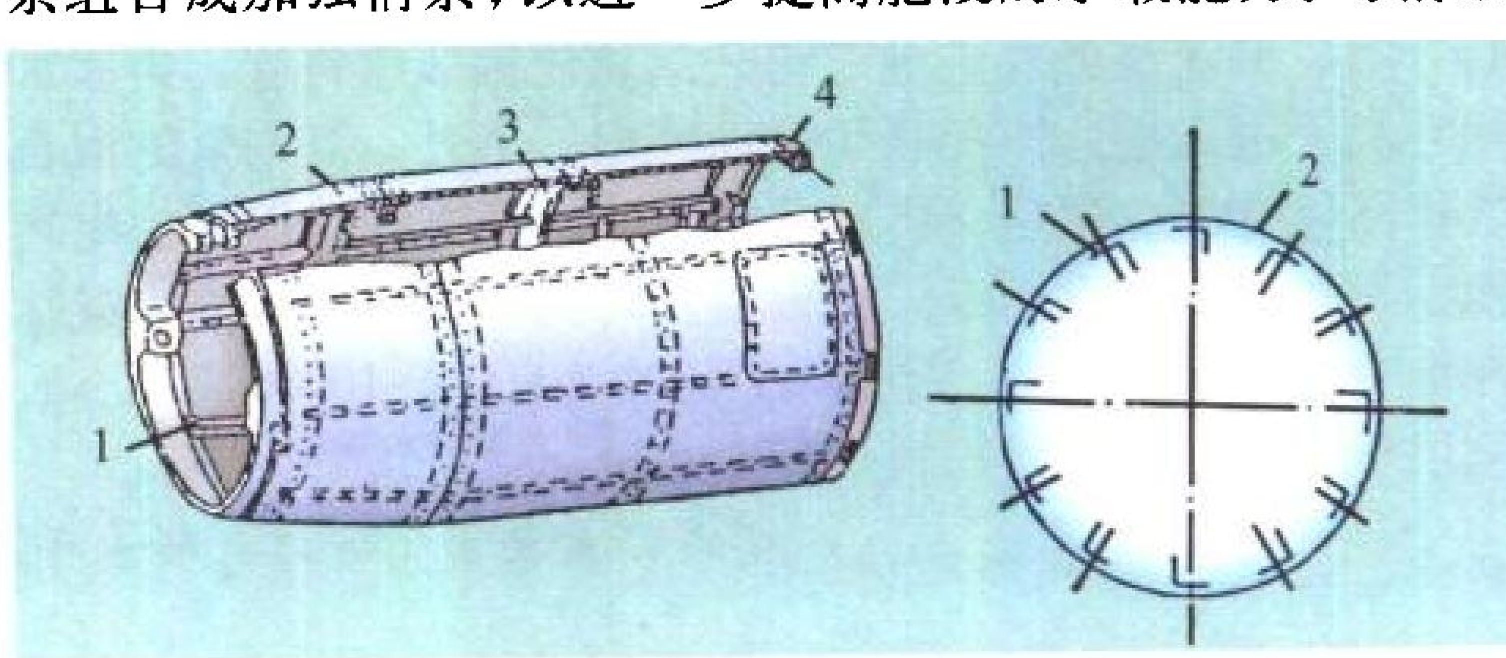


桁梁式舱段结构图

（撰写：李正顺 审订：刘庆楣）

hengtiaoshi cangduan

桁条式舱段 stringer section 是以桁条为纵向构件，与蒙皮、隔框（有时无隔框）组合而成的薄壁结构。这种结构的纵向构件只有尺寸基本相同的桁条，桁条布置较密，能提高蒙皮的临界应力，从而使蒙皮除了能承受弹身的剪力和扭矩外还能与桁条一起承受弹身的轴向力和弯矩。也可把两根桁条组合成加强桁条，以进一步提高舱段的承载能力。与桁梁



桁条式舱段结构图

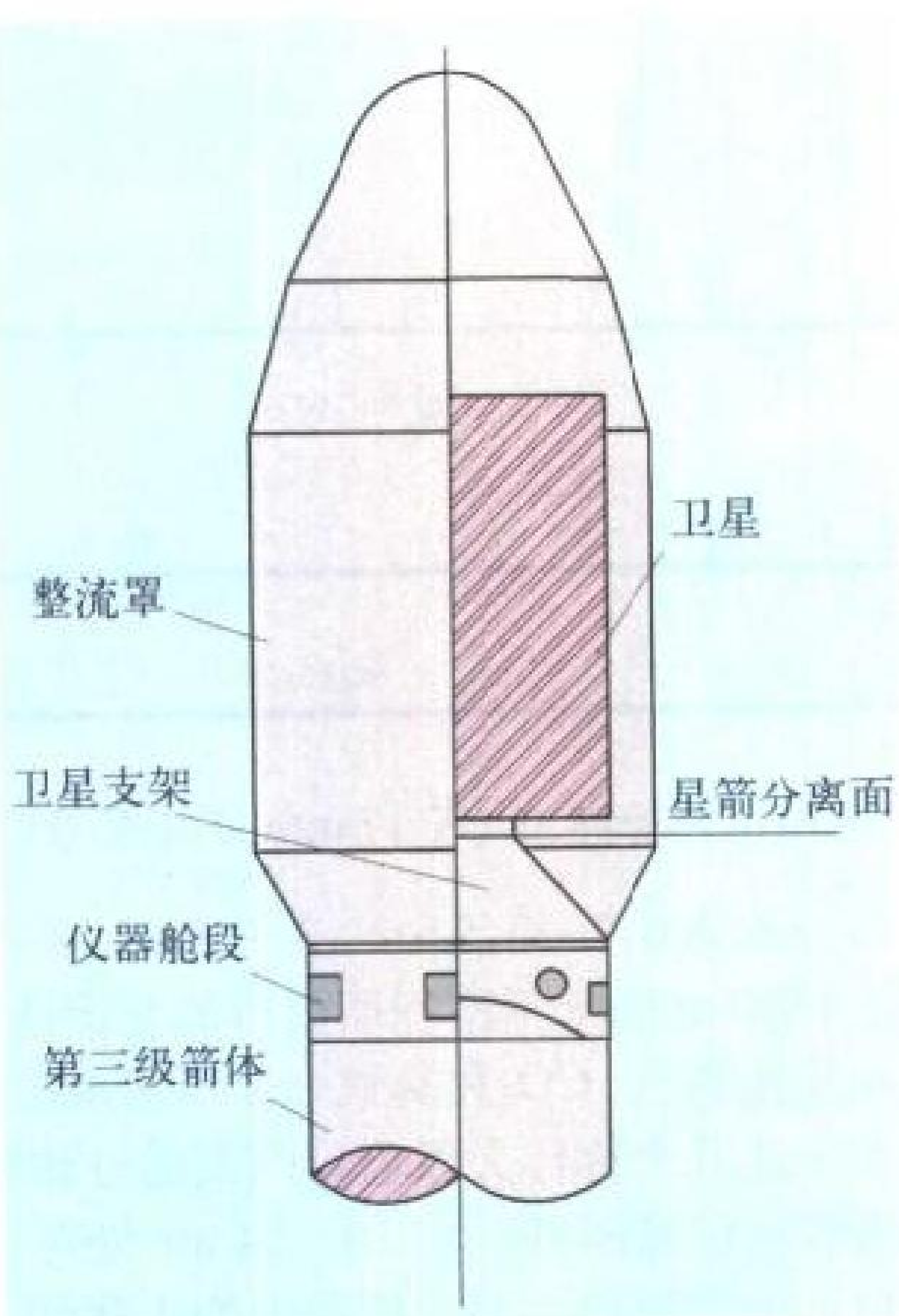
1—桁条；2—蒙皮；3—普通框；4—加强框

式结构相比，这种结构的弯曲和扭转刚度大；缺点是舱体上不宜开大舱口，这是因为大舱口会切断较多的受力元件——桁条。为了弥补由于开口引起的强度削弱，在开口处需要进行加强。另外，由于桁条剖面弱得多，不宜传递较大集中力。典型的桁条式舱段的结构形式如图所示。

（撰写：李正顺　审订：刘庆楣）

hengxiang ouhe zhendong

横向耦合振动　lateral coupled vibration　通过结构或者介质等建立联系并进行力或能量的传递的两个系统或者结构的两个分支在横向频率特性上一致或者接近（耦合）时产生的共振现象。发射卫星时，运载火箭头部存在并列的两个分支：整流罩分支和卫星加卫星支架分支（见图)。当这两个分支的横向固有频率十分接近（耦合）时，飞行中就会激起很大的动载荷，甚至会导致飞行失败。目前世界各国在卫星发射服务中，在运载火箭用户手册上都对有效载荷根部固支时的纵向和横向一阶频率下限有明确要求。纵向是要避开纵向耦合振动，横向就是为了避开整流罩的横向固有频率。此外，当敏感火箭姿态的速率陀螺安装位置不当时，火箭稳定系统的频响特性和全箭的横向振动频率相接近也会导致耦合振动，从而会使火箭稳定系统失效，导致飞行失败。



整流罩分支和卫星加卫星支架分支

（撰写：朱礼文　审订：王心清）

hengzhi cunchushi sifu jigou

横置存储式伺服机构　transverse storage servomechanism　输入信号可以储存的带有液压位置反馈的伺服机构。它的主要组成部分包括信号杆、存储式伺服阀和反馈油缸。该伺服机构一般用于输入信号需要储存并需要液压位置反馈的机液伺服控制系统。横置存储式伺服机构的特点之一可归纳为“三动一静”。“三动”是指信号杆动、伺服阀芯动和伺服阀体随反馈油缸活塞杆动；“一静”是指反馈油缸缸体静。该机构的另一突出特点是“横置”，即信号杆位移和伺服阀芯位移方向垂直。工作时，信号杆水平移动，使伺服阀芯垂直运动偏离中位，伺服系统中的执行机构产生运动，反馈油缸接收液压反馈信号，使活塞杆带动伺服阀体运动，直至阀芯回到中位，达到闭环控制的目的。当执行机构由于特殊原因不产生相应运动时，可通过信号杆和伺服阀的特殊位置关系将输入信号储存起来，直至执行机构运动。

（撰写：章乐平　审订：王瑞铨）

hongwai beijing yizhi

红外背景抑制　infrared background rejection　又称红外背景鉴别。为探测目标的红外辐射而采取的消除或削弱背景红外干扰的方法。红外探测系统一般要在有很强的背景干扰的情况下工作，它通常是根据目标与环境特性的各种差异进行红外抑制，例如利用目标和背景红外辐射的空间分布、几何尺寸的差异而采用的空间滤波法，利用目标与背景红外辐射光谱分布差异的光谱滤波法以及热成像等。

（撰写：向家武　审订：姚连兴）

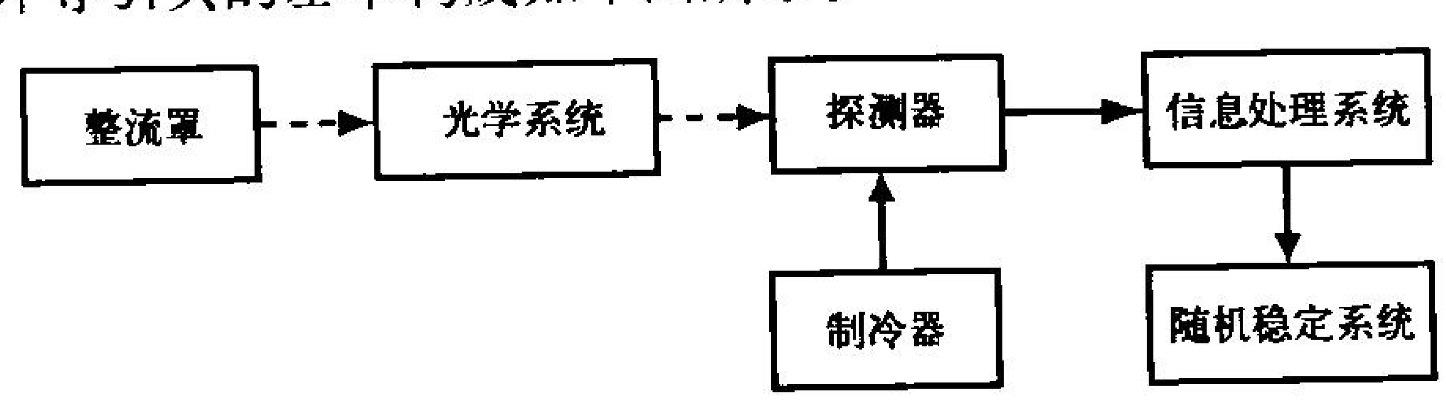
hongwai chengxiang zhidao

红外成像制导　infrared imaging guidance　接收目标的红外辐射形成温度分布图像，并利用该图像信息控制导弹飞向目标的制导方式。红外成像制导系统由接收光学系统、探测器组件、图像信息处理器和自动驾驶仪4部分组成。红外成像制导根据红外成像的摄像方式可分为光学机械扫描方式与凝视方式两种。光机扫描成像是利用单元或多元线列探测器，通过光机在二维平面扫描实现成像，在扫描方式上又可分为串扫、并扫和串并扫3种方式。凝视方式是在接收光学系统的焦平面上配置多元面阵红外电荷耦合器件实现成像。图像信息处理是根据探测器获得的含背景在内的目标景像信息，识别和判定要攻击的目标。通常要进行预处理和特征提取等步骤。预处理是提高摄像系统拍摄图像的信噪比，改变画面质量。特征提取有两种方式，一种是通过统计原理分析目标的特征，将其制成模型储存起来，再和检测目标图像进行相关的模式识别处理；另一种是图像智能化处理，它是从目标和背景的信息中获得与目标所在位置有关的制约条件，进行自适应识别处理。根据制导的要求，上述图像信息处理工作都必须实时进行。通过上述处理获得目标现实位置与理想制导位置的角度误差，输送给自动驾驶仪以便控制导弹飞行。近年来，随着红外摄像技术和小型高速数字信号处理技术的发展，红外成像制导正广泛用于各种导弹。由于凝视成像制导灵敏度高、结构简单、体积小、质量轻、耗电少，因此它已成为当前精确制导技术发展的主流。

（撰写：计世藩　审订：李群章）

hongwai daoyintou

红外导引头　infrared seeker　接收来自目标的红外辐射，经转换和处理，按照导引规律给导弹的控制系统提供引导信息的弹上装置。从工作波段分类，红外导引头可工作在0.93～2.5 μm，3～5 μm和8～14 μm 3个红外大气窗口。从获取红外辐射信息的方式分类，红外导引头可分为非成像和成像探测两类。成像导引头可依据帧像元数的多少分为亚成像和成像导引头。另外，为提高导引头性能，工作波段复合使用的成像和非成像导引头（双色）也是红外导引头中较为复杂和先进的一类。从发射平台、攻击目标和攻击方式的角度分类，红外导引头可分为空对空、空对舰、空对地、地对空、舰对舰、岸对舰等类型，导引头类别的不同主要表现在设计指标上有一定差别，但其基本原理和系统构成大同小异。红外导引头的基本构成如下图所示。



红外导引头的基本构成

（撰写：卢进　审订：孙再龙）

H

hongwai daoyintou kongjian fenbianlü

红外导引头空间分辨率 spatial resolution of infrared seeker

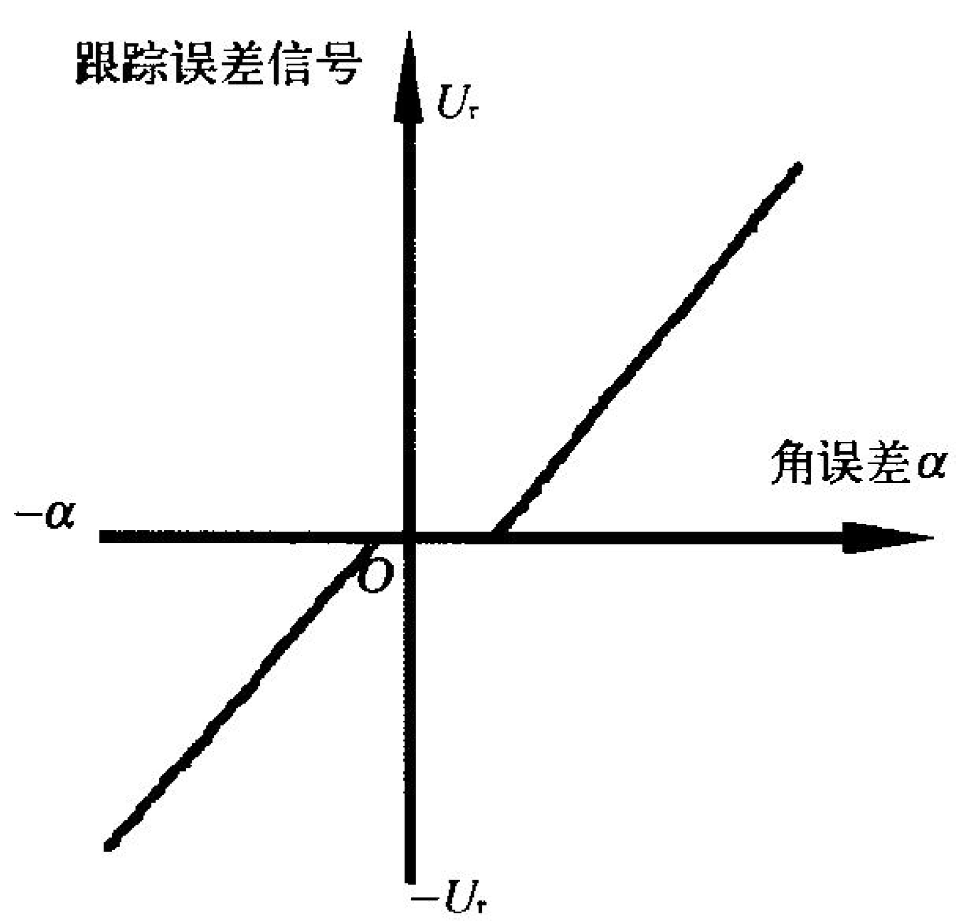
红外导引头分辨相邻目标的能力。常用在红外传感器的单个探测器50%响应点之间的角度距离，即探测器和传感器光学系统的点（线）扩散函数50%的宽度表示。对于接近完善的光学系统和均匀的探测器来说，它相当于探测器的张角，其张角为探测器的线性度与系统焦距之比，又称红外系统能分辨出两点目标的最小视线张角。空间分辨率对雷达导引头和电视导引头来说就简称分辨率，参见导引头分辨率。

（撰写：殷善贤　审订：任子西）

hongwai daoyintou mangqu

红外导引头盲区 dead zone of infrared seeker

又称捕获和跟踪盲区。目标落在导引头瞬时视场内、而导引头不能正常捕获或跟踪的视场范围。前者是没有捕获信号，后者是没有跟踪误差信号（或信号的大小和极性不正常）。由于实际导引头系统的设计和使用条件不同，这两种盲区在导引头视场内的位置是不同的。盲区产生的原因可分为人为的（称设计盲区）和固有的（称系统盲区）两种。前者通常是为了满足系统某些性能（如跟踪稳定性）而设置的。后者产生的原因有诸如光学系统的像差和近距时目标像模糊或成为扩展源的情况。远距时，盲区大小由光学系统的极限灵敏度和分辨率决定，此值（尤其在视场中心）通常很小。近距盲区由目标的角尺寸和扫描方式决定。对于成像系统还与所用算法、跟踪窗尺寸等有关。近距盲区决定了导引头近距的失控距离，此值从几米到几十米不等，取决于使用场合、跟踪误差信号的产生方法和导引规律等。按上述定义的导引头跟踪盲区对成像和非成像的红外导引头都是存在的，但在系统设计中，处理方法则不同。图中示出一种实用非成像导引头的跟踪误差信号特性曲线，可看出视场中心存在跟踪盲区。



带有跟踪盲区的导引头误差特性曲线

（撰写：陈光余　审订：孙再龙）

hongwai diqiu minganqi

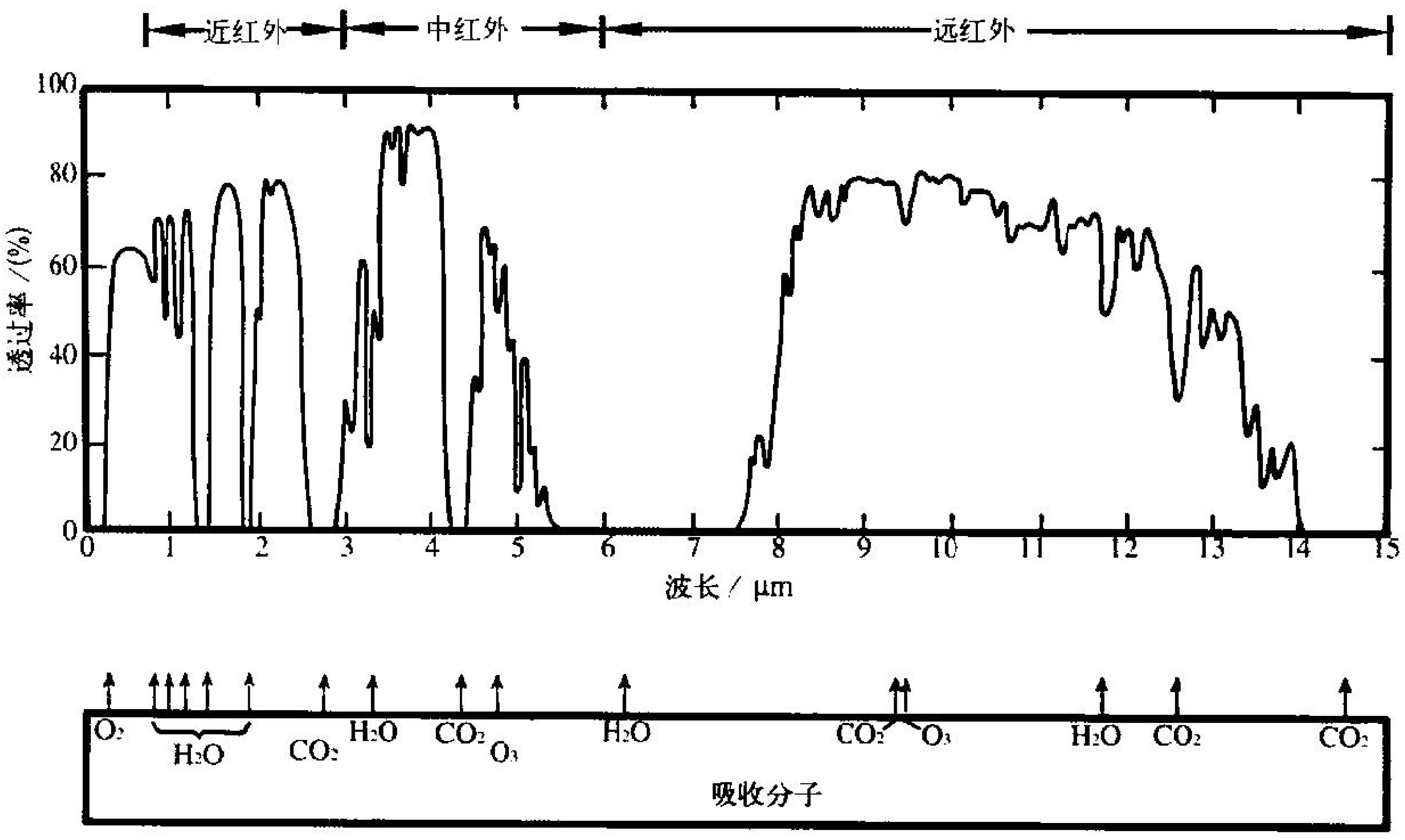
红外地球敏感器 infrared earth sensor 又称红外地平仪。通过测量地球与天空的红外辐射的差别而获取航天器姿态信息的一种光学测量仪器。通常用于测量航天器的俯仰姿态角和滚动姿态角。根据工作方式的不同，一般可分为圆锥扫描式、摆动扫描式、边界跟踪式和静态红外式等几种红外地球敏感器。红外地球敏感器一般由光学系统、带通滤光片、热敏探测器及信息处理电路组成。按信息处理方式又可分为数字式和模拟式红外地球敏感器。一般中低轨道航天器姿态测量多选择使用圆锥扫描式红外地球敏感器；高轨道航天器姿态测量多选择使用摆动扫描式红外地球敏感器。

（撰写：冯学义　审订：王长龙）

hongwai fushe daqi chuangkou

红外辐射大气窗口 atmospheric window of infrared radiation

大气对不同波长的红外辐射具有不同的透过率，其中透过率较高的波段范围称为大气窗口。大气窗口通常是根据主要透明区的区界划分。在短波、中波、长波谱段，主要的大气窗口分别为0.7～2.5 μm，3～5 μm，8～14 μm。图为在海平面上1830 m的水平路程所获得的光谱透过率曲线，图的下部表示了水蒸气、CO_2和臭氧分子所造成的各个吸收带。曲线给出了上述几个称作大气窗口的高透过滤区域，它们被中间的高吸收率区域隔开。在16～24 μm处存在一个半透明的大气窗口。大气窗口主要与路程中的水蒸气、CO_2及臭氧的含量有关，因此在不同的高程及不同的地区大气窗口的宽度及透射率是有差别的。大气窗口外的波段由于其大气吸收较强，一般在经过大气层的探测系统中不予采用。

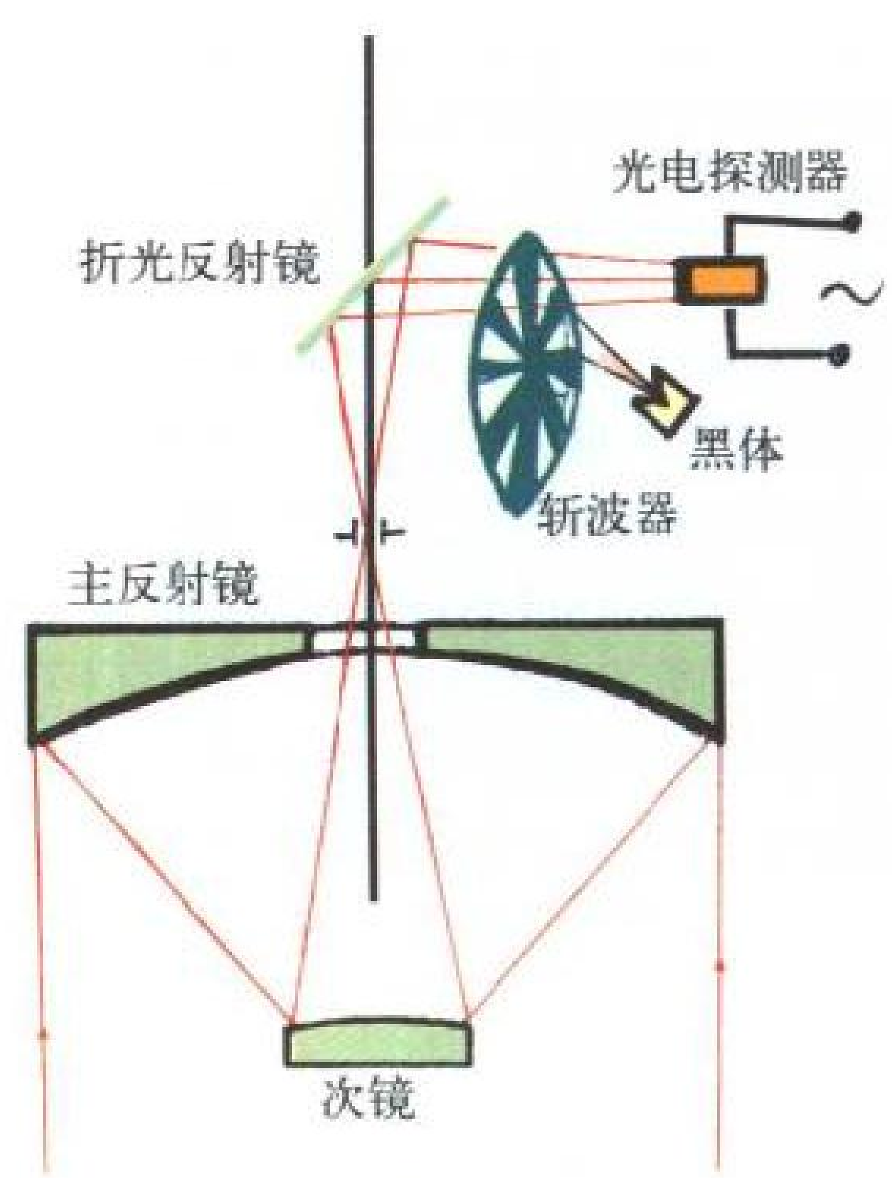


海平面上1830 m水平路程（有17 mm可降水分）的大气透过率

（撰写：符文龙　审订：孙再龙）

hongwai fusheji

红外辐射计 infrared radiometer 根据红外光电探测原理制成的典型辐射测量仪器。是对目标（物体）的红外辐射进行绝对测量的红外遥感仪器。根据红外辐射强度可推算（或获得）目标的温度及其相关信息。红外辐射计由红外光具（卡氏望远镜系统）、红外探测器（包括其致冷装置）、定标装置（标准黑体）和电信号处理等部分组成（见图）。依据被测物体的温度范围，红外辐射计测量的辐射波段一般在1～3 μm、



红外辐射计结构原理图

3～5 μm、8～14 μm等3个大气窗口之内。不同测量波段，除选用特定光具外，还要采用相应的红外探测器。常用的高灵敏度红外探测器有锑化铟、碲镉汞和铟镓砷等材料所制成的器件。它们均须在低温下工作。为实现绝对辐射测量，仪器内必须设置1～2个标准辐射源，一般为绝对黑体。它们在地面经过严格标定，在空间作为基准，对仪器操作测得的数据进行校准。仪器内还设置调制盘，其作用是将辐射信号调制成交流形式，同时还将定标源的辐射基准信号送入红外探测器。信号处理的功能是将探测器输出的电学数据整理成便于显示或储存的格式。一般探测器的输出信号，放大后经模数转换，变成数字信号输出。

（撰写：张钧屏　审订：薛永祺）

hongwai genzong jishu

红外跟踪技术　infrared tracking technique　通过探测目标的红外辐射，测出其二维空间角坐标，形成误差信号，并由跟踪回路使光轴实时、自动地瞄准辐射源或给出源在视场内的位置坐标的过程、装置和技术。红外跟踪技术分为点源非成像跟踪和成像跟踪两类。截获目标过程分人工和自动两类。后者需包括搜索装置和复杂的目标识别处理功能。红外跟踪器通常为被动方式工作，实用的工作波段有2～3 μm、3～5 μm和8～14 μm。红外跟踪器通常由目标光学位标器（或红外成像系统）、角误差信号产生和处理电路、跟踪回路和随动机构组成。安装在活动载体上的红外跟踪器，为了保证在窄视场下截获目标，还需要稳定平台或稳定系统，也可由雷达或电视系统引导，提供目标的空间位置坐标。红外跟踪的精度上限由光学衍射限决定，由于光波波长远小于无线电波，因此红外跟踪可达到跟踪雷达无法比拟的高精度。大口径红外跟踪器精度可达10角秒量级。红外跟踪器常通过缩小瞬时视场来提高其探测灵敏度。角误差的产生和处理是红外跟踪器的关键技术，红外成像跟踪器利用亚像元处理算法，可使跟踪精度达到一个像元角尺寸的几十分之一。因此在高精度场合，红外成像跟踪器已完全取代了非成像跟踪器。红外跟踪技术是红外导引头设计的基础，并广泛应用于导弹靶场的外弹道测量和外层空间的天文观测。

（撰写：陈光余　审订：孙再龙）

hongwai guangxue xitong

红外光学系统　infrared optical system　工作于红外光谱区的光学系统。红外光学系统包括接收目标自辐射或反射红外信息的光学系统和发射红外信息的光学系统。红外光学系统按其应用原理大致分为4类：(1) 探测目标方位和距离的红外光学系统，如红外测距仪、红外搜索与跟踪系统、红外导引头等。(2) 探测目标温差分布的红外光学系统，如热像仪。(3) 探测目标辐射通量和反射通量的红外光学系统，如热辐射计。(4) 发射红外辐射的红外光学系统，如红外平行光管、CO_2激光定向能系统等。由于红外光谱的不可见性，前3类红外光学系统必须与红外探测器结合，才能得到应用。红外光学系统广泛应用于军事、工农业生产、医学和空间技术等领域，并将随着红外探测器、红外光学材料、系统设计、微型制冷器和电子技术的发展，得到更加广泛的应用。

（撰写：孟军和　雷宇鸣　审订：孙再龙）

hongwai jicheng zhenlie

红外集成阵列　infrared integrated array　又称Z结构红外焦平面阵列或灵巧焦平面阵列。若干个工作谱段不相同的红外焦平面阵列组合集成于一体，外形似层叠状。每层阵列上的信号处理电路由应用情况和器件工艺的实用化程度决定。视需要，该阵列可对近红外、中红外或远红外等多光谱敏感。处理电路能完成高级的复杂运算。预计这类阵列能完成的功能有图像分辨率可变，既有高灵敏威胁告警区，又有高分辨率的目标识别区；可变位局部放大；高分辨率区可在整个图像上移动；目标自动提示；辅助目标识别；另外还有确定目标优先次序以及战斗识别和自主攻击目标等功能。它能用于非合作目标的识别和在武器投射之前使数据的精度和可信度增加。

（撰写：裘效诚　审订：孙再龙）

hongwai mubiao yu huanjing fangzhen

红外目标与环境仿真　infrared target and environment simulation　逼真地再现红外目标与环境的运动规律和特性的过程。红外目标与环境仿真有两种方法：数学仿真与物理仿真。数学仿真即计算机仿真，它将目标红外模型与背景及大气传输的红外模型输入计算机，由计算机调试目标与环境合成的红外景像。物理仿真是根据相似性原理，由红外景像模拟器在实验室再现红外目标与环境的红外辐射，包括非成像辐射和成像辐射及运动。利用红外目标与环境仿真可以对各种武器红外装置进行评估、试验及作战训练。

（撰写：姚连兴　审订：向家武）

hongwai ningshi tanceqi

红外凝视探测器　infrared staring detector　又称红外凝视焦平面阵列。由大量红外光敏元两维排列构成、不需光机扫描装置成像的面阵探测器。这种探测器用于红外凝视成像系统。光敏元数愈多，摄取的图像分辨率愈高。它具有体积小、功耗小、可靠性高等优点。表中列出的部分凝视焦平面阵列及指标参数反映了其目前的工艺技术水平。

凝视焦平面阵列指标参数

光谱带	探测器类型	焦平面类型	典型焦平面尺寸	像素尺寸 μm	时间噪声流（均方根值·电子数／像素）	不均匀性 %	工作温度 K
中红外	InSb	混合式	256×256	40～60	80～500	4	55～80
	HgCdTe	混合式	256×256	40～60	100～1000	5	60～120
	PtSi	混合式	512×512	20～40	80～500	2	55～80
	PtSi	CCD（单片）	488×640 400×400	20～40	20～100	0.25	55～80
		CCD（拼接）	400×400	20～40	20～100	0.25	55～80
远红外	HgCdTe	混合式	256×256	40～60	300～3000	20	40～80
	IrSi, GeSi-异质结	CCD（单片）	244×320 400×400	20～40	20～100	1	30～60
		CCD（拼接）	400×400	20～40	20～100	1	30～60
	Bol, BST	单片式 混合式	245×328 240×336	50	3000	20	300

（撰写：邓树森　审订：夏春华）

hongwai tanceqi zhenlie

红外探测器阵列　infrared detector array　又称阵列红外探测

器。由多个对红外辐射敏感的单元探测器按规则排列所组成的器件。在对目标成像时，由于多个光敏元分别同时接收辐射，并输出相应的电信号，阵列器件可比单元器件增加光敏元的驻留时间，提高系统信噪比。一般红外阵列探测器具有信号传输和处理能力，大大减少了红外系统的复杂程度。阵列有线阵（一维）和面阵（二维）两种。在线阵中，为减小两相邻元件之间的距离（盲区），通常采用交错排列的形式，奇偶数元件分别排在直线的两侧，既避免了元件之间的串音和短路，又简化了工艺。目前阵列元数（即阵列中包含探测器元件的数目）越来越多，在实用的许多星载遥感系统中，都逐渐用探测器线列或面阵取代单元扫描器件，有的探测元数高达数千。红外阵列器件也能达到普通电视的解析度。随着微电子、材料制备、CCD技术的发展，阵列元数还会不断增加。不同红外探测器有不同的响应波长和探测率值。

（撰写：唐绍凡　审订：金志煜）

hongwai tianwen guance

红外天文观测　infrared astronomical observation　通过电磁辐射的红外波段对天体进行的观测。红外辐射的波长覆盖了0.7～1000 μm的广大区域。温度低于4000 K的天体，其辐射主要在红外区。地球大气对红外辐射有强烈的吸收，但也有一些透射窗口。利用红外透射窗口能在地球表面对天体进行红外观测。早期的红外天文观测是在地面进行的。对红外线吸收带，由于地球大气的吸收和大气本身的热噪声的影响，在地面无法观测，必须在地球大气外进行红外观测。第一颗红外天文卫星是1983年1月25日发射的"红外天文卫星"，星上装有一台质量810 kg、用液氦致冷的大型红外望远镜。1990年发射的"哈勃"空间望远镜和1995年发射的"红外空间天文台"都装有先进的红外探测仪器。这些卫星探测的结果发现：数十万个以上的新红外源，在宇宙空间许多地方正在形成新恒星，行星际空间有巨大的飘游的尘埃云，并发现了多颗新彗星等。随着空间探测技术和红外探测技术的发展，红外天文观测获得了许多新的发现和成果，并形成了空间天文学的一个分支——红外天文学。

（撰写：张仲谋　审订：都亨）

hongwai tianwenxue

红外天文学　infrared astronomy　利用波长0.7～1000 μm的红外线区研究天体的一门天文学科。地球大气在这个区域有一些窗口，规定为红外测光系统：J (1.2 μm)、H (1.6 μm)、K (2.2 μm)、L (3.6 μm)、M (5.0 μm)、N (10.6 μm) 和Q (21 μm)。在这些窗口以外的地区则无法观测，加之大气本身的热噪声，事实上中、远红外观测必须到高空或大气外进行。望远镜和探测器的热噪声是红外天文观测的另一障碍，由于天体的红外辐射较弱，仪器热噪声的限制显得特别突出，因此，致冷技术对红外天文至关重要。现代红外天文学是在红外探测技术和空间技术发展的基础上建立的。可发射红外辐射的天体涵盖从太阳系到星系的广大领域，利用红外望远镜和探测器可对它们进行探测。红外天文学对于恒星的演化，尤其是早期演化的研究特别重要。

（撰写：孔克典　审订：古士芬　都亨）

hongwai tuxiang shengcheng

红外图像生成　infrared image generation　根据目标和背景的红外辐射特性及大气条件作用，复现目标／场景红外辐射的空间分布、光谱特性以及空间运动状态特性，产生体现所需光谱特征和辐射特性的复杂、快变、高分辨率的红外图像的过程。目前在实验室条件下，得到红外图像的手段主要有两种：其一，是利用实际景物的缩比模型来模拟目标和背景，通过机械移动缩比模型来进行运动模拟。其二，是通过计算机模拟生成动态图像数据，然后通过一定的装置生成红外图像。其优点是可模拟任意变换形状的目标与背景及其变化、任意温度分布以及大气传输等。

计算机模拟过程包括目标模拟、背景模拟、大气和战场烟雾等模糊作用效果模拟以及探测器作用效果模拟等几个部分。目标模拟又分为几何特征模拟及红外辐射特征模拟。在生成目标图像的过程中，先生成目标的几何视图，再赋予一定灰度值来表示目标的红外辐射特征，形成目标的零视距离辐射图，即未经大气传输前的辐射图。背景模拟有两种方法：一种是对实际外场获得的真实红外图像进行编辑处理，去除目标以及探测器和大气作用效果的影响等，反推至红外背景图像的零视距离辐射图；另一种方法与目标的模拟方法基本相同，利用计算机生成背景几何视图，再用经验、半经验与基本原理模型法预测背景的温度分布，然后赋予背景集合视图灰度值，得到背景图像的零视距离辐射图。由于在生成红外图像的过程中，大气及战场烟雾等模糊体对红外辐射的衰减和散射，十分影响成像质量，因此必须建立这些模糊体的专用计算模型。经过大气及战场烟雾等模糊体的作用后，合成的目标／背景零视距离辐射图转变为探测器孔径处的视辐射图，再经过一定装置，形成了红外图像。从视辐射图生成红外图像的手段有两类：第一类为直接红外发射方案如红外发射阴极射线管，微型阵子系统，热电器件阵列，微型腔／热子阵列，薄膜液晶VO_2光阀等；第二类为红外辐射转换方案如激光扫描薄膜，可见光／红外转换，红外胶片放映等。

（撰写：菅云峰　审订：孙再龙）

hongwai yaoganqi

红外遥感器　infrared remote sensor　在红外谱段，远距离获得目标图像的遥感器。目前红外遥感器主要工作在0.75～15 μm的近红外至热红外谱段。在0.75～2.5 μm谱段，红外遥感器接收的主要是目标反射的太阳辐射；在3.5～15 μm谱段，接收的主要是目标自身的热辐射；在2.5～3.5 μm谱段，由于同时包括了上述两种辐射，所以一般不采用。红外遥感器一般由辐射能量收集系统、探测器系统、电信号处理系统以及遥感数据接收系统4部分组成。辐射能量收集系统采用反射式主光学系统的居多。卫星红外多光谱遥感器的后光学系统还包括分光元件。探测器系统主要完成红外辐射和电信号的光电转换，探测器可以是单元的，也可以是多元的，为了提高性能要用多元探测器。电信号处理系统完成放大、处理、编码后将信号送到下一个环节。遥感数据接收系统有两种：一种用于机载红外遥感系统，一般是用数字磁带机在飞行中记录后在地面回放出图像；另一种用于星载红外遥感系统，由数传分系统传下数据再由地面站接收后放出图像。在地面站接收范围以外的信息，由存储器暂存后在适当时候传输给地面站。常见的红外遥感器有：红外扫描仪、带红外波段的多光谱扫描仪、扫描辐射计等。遥感卫星上用得最多的是带有红外波段的光机扫描式多光谱成像仪，如多光谱扫描仪（MSS）、主题测绘仪（TM）和改进的增强型主题测绘仪(ETM+)等。预警卫星上目前一般使用多元探测器红外成像系统。

（撰写：金志煜　审订：彭锦霞）

hongwai zhidao

红外制导 infrared guidance 利用目标辐射的红外能量测量角度位置参数，导引和控制导弹飞行的制导方式。红外制导现为被动式制导，其工作体制分为成像制导和非成像制导。点源非成像红外寻的制导是利用导弹上的红外导引头接收目标辐射的红外线跟踪目标，并形成控制信号控制导弹飞向目标。红外成像制导是利用热成像仪摄取目标图像信息，利用计算机对目标图像信息进行处理形成控制信号来控制导弹飞行。红外成像制导按红外成像的摄像方式可分为光学机械扫描式成像制导与凝视式成像制导两种。其中凝视式成像制导因其在制导精度、结构、功耗等方面的许多优点而成为当前红外成像制导技术发展的主流。红外制导由于隐蔽性好，不易受干扰，抗地物杂波性能好，弹上设备简单可靠、功耗少、体积小、质量小，而在近、中程导弹武器系统中有广泛的应用。被动红外成像寻的制导的优点是灵敏度高，抗干扰能力强，结合计算机信息处理技术和导弹控制技术，可实现“发射后不管”，导弹具有直接命中目标的能力。红外制导的缺点是对目标的依赖性大，要求目标具有区别于背景的热辐射特性，受气象条件（云、雾、雨等）和太阳背景的限制等。

（撰写：何立萍 审订：李建荣）

hongwai zhidao daodan

红外制导导弹 infrared guided missile 用红外线探测器作末段制导装置的导弹。它通过红外导引头，利用目标的红外辐射能量及其空间分布，获得目标的位置及运动信息，输出相应的信号，由控制系统控制导弹飞向目标。按获取和处理红外辐射信号的方式，红外制导导弹可分为红外点源非成像制导和红外成像制导导弹两类。由于红外制导系统分辨率高、隐蔽性好和抗干扰能力强，因而采用这种制导系统的导弹种类众多，地空、空地、空空、反舰、反坦克乃至巡航导弹都已采用。红外成像制导已成为精确制导技术的主要发展方向之一。红外制导导弹的缺点是易受气象条件影响。作为



中国的PL-9红外制导空对空导弹

多用途、智能化、精确制导武器的一个主要发展类别，在新一代红外制导导弹上，已研究和采用了红外成像—毫米波雷达复合末制导技术和以自动目标识别为核心的智能化技术。

（撰写：毕士冠 审订：杨宝奎）

houxiao chongliang

后效冲量 cutoff impulse 推进剂残药燃烧、推进剂燃尽后或推力终止机构发出关机指令后燃气在排气过程中所产生的冲量，即残余推力对时间的积分，可用下式表示

$$I_{aft}=\int_{t_b}^{t_m}F\mathrm{d}t$$

式中 I_{aft} 为后效冲量；t_b 为燃烧时间或关机指令时间；t_m 为推力消失为零的时间；F 为推力。推力消失为零的时间 t_m 很难测定，在工程上通常采用工作时间 t_a 或有效工作时间 t_{aef}（压强下降到预先规定的某个特定压强值所对应的时间）来代替 t_m。由于 t_a（或 t_{aef}）至 t_m 时间内的冲量对较长工作时间的发动机通常均小于总冲量的1‰，用 t_a（或 t_{aef}）代替 t_m 在一般情况下是允许的。但对高精度弹道式导弹和宇航发动机，由于后效冲量对其落点散布，即对命中精度和运载卫星的入轨精度有较大影响，此时不宜用 t_a（或 t_{aef}）代替 t_m，而应给出 t_a 到 t_m 时间内的冲量值。

（撰写：黄祖荫 审订：刘党生）

huguang fangdian

弧光放电 arcing discharge 在低地球轨道上，高电压太阳阵上出现的电流脉冲放电现象。它有两种发生形式。一是由于结构表面上很薄的介质在强内部电场作用下被击穿而出现的弧光放电；二是当太阳电池阵负偏压低于放电阈值时，发生弧光放电。这种情况的一种解释是从航天器上解吸附的中性粒子聚集在连接处，在场增强电子发射的作用下被电离而引发的放电。弧光放电往往发生在裸露的连接处和电池的边缘，它降低了电池基底和防护玻璃表面的电位差。弧光放电的典型持续时间为几微秒。发生弧光放电的频次随工作电压增高而增大，离子流量增高使弧光放电的概率增大。弧光放电还和该处的表面污染影响等因素有关。将来的空间站等大型航天器拟使用200～1000 V的高压，弧光放电将会更加严重。

（撰写：吴中华 审订：都 亨）

huaxingduan

滑行段 coasting phase 航天运载器或航天器动力飞行段之间的无动力飞行段。滑行段有时又称停泊轨道或驻留轨道。运载器采用滑行段的目的是为下一步工作做准备。如发射地球静止轨道卫星时，为了弥补发射场位置偏离赤道的不利因素，可利用滑行段选择再次起动发动机的时机，保证卫星能在赤道上空进入地球同步转移轨道。利用滑行段，还可将运载器的动能转化为势能，用于发射中、高轨道航天器。对于返回式航天器，可利用停泊轨道选择离轨点，适时起动离轨发动机，保证航天器能准确进入再入走廊。登月（或在其他地外天体上着陆）的航天器同样可在停泊轨道上选择进入点，以保证它能在所需要的地区着陆。

（撰写：陈国华 审订：余梦伦）

huaxingduan tuijinji guanli

滑行段推进剂管理 propellant management in coasting phase 在滑行段，为使液体火箭主发动机能够正常地再启动而采取的对推进剂状态进行管制的技术措施。推进剂管理系统的任务是使贮箱中的推进剂处于限定的状态，保持在贮箱底部，且气液界面清楚，以在主发动机再启动时能提供足量的不夹气的推进剂。推进剂管理的方法有主动式、被动式和半被动式。主动式是将推进剂装在橡皮囊、金属膜盒或活塞作动筒里，需要使用时用气体将液体挤出。主动式用在推进剂量很少的发动机上。被动式是利用毛细蓄留原理将贮箱中的推进剂局部或全部蓄留起来。被动式用在需多次启动且滑行时间较长的常规液体推进剂火箭上。半被动式则采用沉底发动机产生正向推力，人为地创造一个不大的惯性力场，使推进剂获得的惯性力远大于分子力，从而脱离失重状态。半被动式用在大型液体推进剂运载火箭上。典型的正向推力程序分3个阶段，即推进剂稳定段、小过载维持沉底段和推

进剂抑制段。产生正向推力程序所用的发动机一般选用挤压式输送的单组元液体推进剂催化分解发动机。

（撰写：黄延年　审订：李福昌）

huaxue andingxing

化学安定性　chemical stability　又称化学安定度。在一定条件下，固体推进剂保持其化学性能不超过允许变化范围的能力。含硝酸酯的固体推进剂的化学安定性比不含硝酸酯的固体推进剂的化学安定性差，原因是硝酸酯在一定的条件下，硝酸酯基（$-O-NO_2$）分解出NO，NO反过来又加速硝酸酯基的分解（自催化作用），使其化学安定性降低。因此必须加入合适的化学安定剂（中定剂）抑制硝酸酯基的分解，提高化学安全性。表征推进剂化学安定性的方法很多，双基类推进剂及其他含硝酸酯的推进剂通常采用阿贝尔试验、维也里试验、塔里安尼试验、贝克曼—荣克试验、90 ℃减量试验和65.5 ℃监察试验；复合固体推进剂通常采用在一定温度下贮存，观察力学性能、燃烧性能等的变化来表征化学安定性。常用106.5 ℃维也里试验作为双基、复合双基推进剂的验收标准，有简单法和重复法两种，简单法为7 h，重复法为50～70 h。

（撰写：王树声　张小平　审订：李谨卫）

huaxue dantou

化学弹头　chemical warhead　装填化学毒剂或植物杀伤剂战斗部的弹头。它用爆炸、热升华和喷洒等方式，将毒剂或植物杀伤剂转变为蒸气状态、气溶胶状态、液滴状态或云雾状态，散布在大片空气中或地面上。化学弹头的杀伤效果取决于毒剂或杀伤剂的类型和使用方法、它们的散布形式，有生力量的遮蔽和防护程度以及地形、地貌和气象条件等。化学弹头主要用于毒害有生力量和毁坏植物。

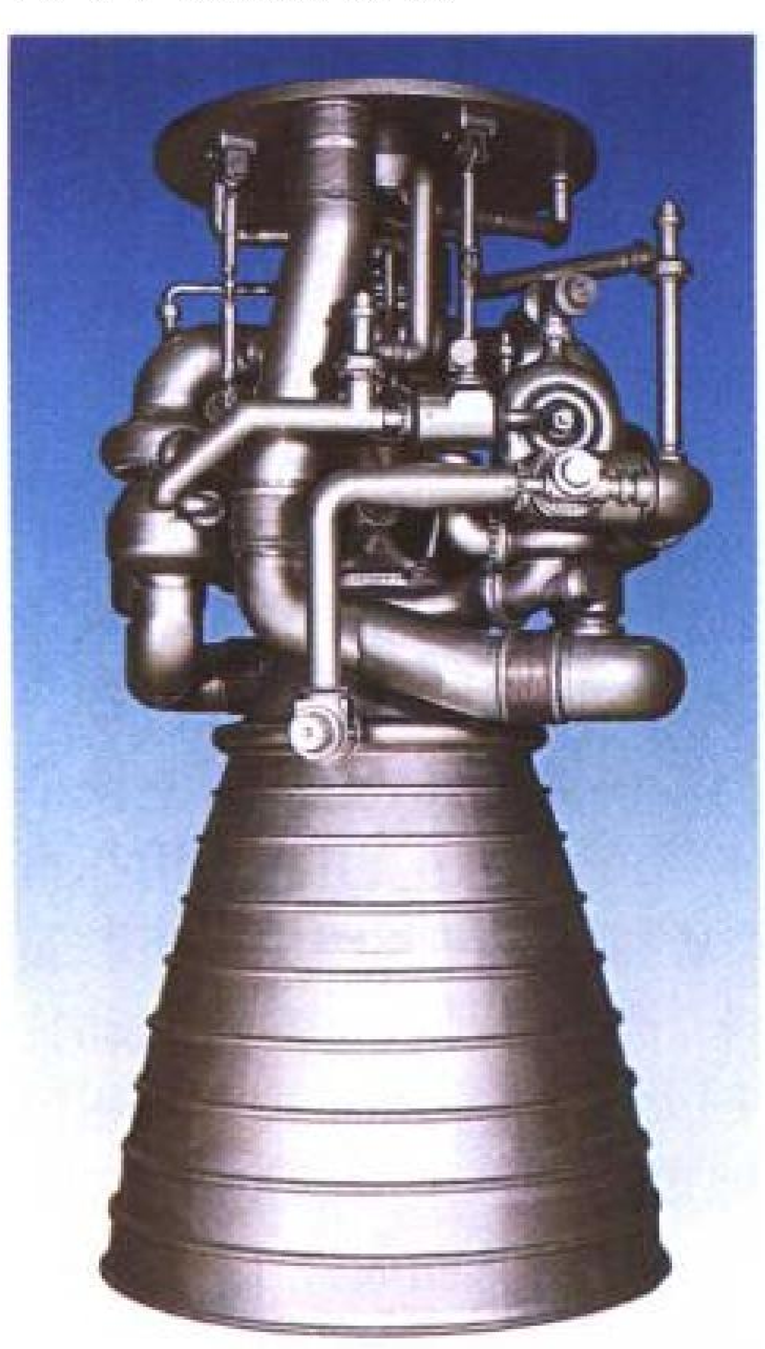
（撰写：于德滨　审订：薛成位）

huaxue huojian

化学火箭　chemical rocket　利用化学火箭发动机推进的火箭。参见化学火箭发动机。

huaxue huojian fadongji

化学火箭发动机　chemical rocket engine　利用推进剂的化学能，在燃烧室中进行化学反应，产生高温、高压燃气，高速气流向后喷出，产生反作用推力的动力装置。它区别于利用其他能量的火箭发动机，如核火箭发动机和电火箭发动机。化学火箭发动机按所用推进剂的物理状态可分为固体火箭发动机、液体火箭发动机和混合推进剂火箭发动机。使用这些发动机的火箭可分别称为固体推进剂火箭、液体推进剂火箭和混合推进剂火箭。化学火箭发动机一般由燃烧室、喷管以及液体推进剂供应系统或固体推进剂装药组成。所用的推进剂包括燃烧剂和氧化剂，它们既是能源又是工质。化学火箭由于其仅使用自身携带的推进剂而不利用大气层中的空气，因而在大气层中或者大气层以外，甚至在水下都能工作。化学火箭发动机性能好，贮存、结构可靠性高、技术发展成熟，作为主动力装置和各种辅助动力装置，已广泛应用在运载火箭、导弹、卫星和其他各种航天器上，是现代军用及民用航天的重要技术基础。



化学（液体）火箭发动机

（撰写：胡平信　王向阳　审订：朱森元　魏其勇）

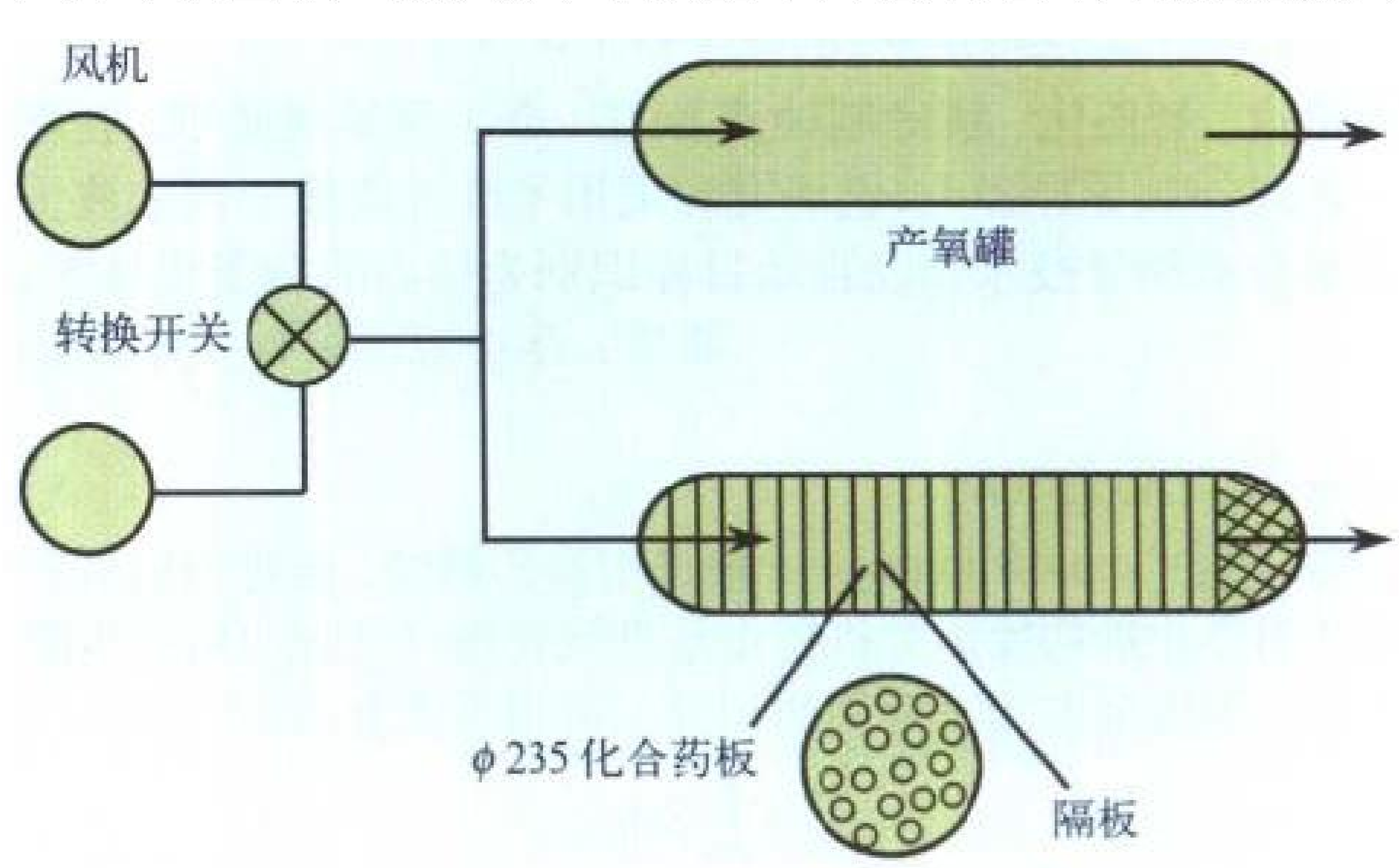
huaxueyang chucun

化学氧储存　chemical oxygen storage　可在设定条件下放出氧气的含氧化合物储氧方式。含氧无机活性化合物在一定条件下可释出氧气，直接供人呼吸。一般来讲，此类物质具有产氧和吸收二氧化碳的双重功能，主要包括一些碱金属和碱土金属的臭氧化物、超氧化物和过氧化物等。另有一些物质只能产生氧气而无吸收二氧化碳的功能，这类物质有过氧化氢和氯酸盐等。研究和大量实践都证明，双功能的活性化合物吸收二氧化碳和产生氧气的功能最优者是超氧化钾（KO_2）和超氧化钠（NaO_2），它们产氧的机理相同，但反应过程都比较复杂。超氧化钾在前苏联的载人航天器和潜艇中都广泛地使用，它在吸收二氧化碳之前，必须首先与空气中的水蒸气结合，然后才能与二氧化碳进行化学反应。系统的工作情况与空气中的湿度和二氧化碳浓度紧密相关，超氧化钾吸收二氧化碳与产生氧气的比例若要同人的呼吸协调一致，就需要改变湿度条件和二氧化碳浓度。为防止过多的氧气产生，可以增设一个辅助的二氧化碳吸收装置，如大型的氢氧化锂二氧化碳吸收器。这种设计已成为前苏联／俄罗斯载人航天器的供氧和净除二氧化碳的主要方案。超氧化钾制品性能稳定，抗热、抗爆、抗冲击性能好，并能长期保存，与其他氧源相比，质量小。另外，还有一些单功能产氧化合物，这类化合物中以氯酸钠应用最为广泛。根据氯酸盐高温分解产氧的原理，将氯酸钠加入粘合剂制成烛状产品称为氧烛，点燃后即可产生氧气，此种氧源已成为前苏联／俄罗斯空间站的应急氧源。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

huaxueyang fashengqi

化学氧发生器　chemical oxygen generator　化学储氧装置。前苏联／俄罗斯载人航天器长期使用的化学储氧系统。超氧化钾制品与氢氧化锂二氧化碳吸收剂组合设计的化学储氧设备曾在一系列的载人航天器和初期空间站使用，性能良好。这套系统的二氧化碳吸收量为20 L/h，产氧量为25 L/h，与人的呼吸量相匹配。化学氧发生器的组成见图。系统包括两



化学氧发生器组成

个化学氧发生器，两个通风机和转换阀门，氧气发生器中装填直径为235 mm的化合药板和隔离板组合件，出口部分装有活性炭等净除有害气体的吸收剂。化学储氧物质的充装量取决于飞行计划、乘员人数和飞行时间，它每千克可产氧气200 L。另一种化学储氧装置是氧烛，每千克可产生氧气380 L。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

huafu xiangji

画幅相机 frame camera 又称分幅式相机。指一次曝光得到一幅照片的一种遥感相机。按使用的快门不同，画幅相机常用的有中心式快门和幕帘式快门两种。它可以在离地面的一定高度上完成单张摄影、航线摄影和区域摄影。画幅相机一般可获得有较严格几何关系和较高地面分辨率的照片，常用来完成照相侦察和摄影测图任务。在遥感中进行的目标细节观测和填图摄影经常配备画幅相机进行控制摄影。

（撰写：邓明业　审订：金志煜）

huanjingchang zhixing jigou

环境场执行机构 environment field actuator 航天器姿态控制的一种执行机构。它利用环境场（磁场、引力场等）与航天器相互作用产生力矩。常用的有磁力矩器、重力梯度杆、太阳辐射力矩装置、气动力矩装置等。磁力矩器是一个通电绕组，它的磁矩与空间磁场作用而产生力矩，可用于姿态控制和动量矩管理（包括对飞轮卸饱和）。重力梯度杆是一种可伸展结构，它可使航天器具有一定的质量分布，使各部分质量受到不相等的引力形成重力梯度力矩，作为控制力矩。太阳辐射力矩装置包括太阳帆和光压调整板等。某些静止卫星受有效载荷的限制，仅有单侧太阳电池翼，为了减小太阳辐射压力干扰力矩，在另一侧安装太阳帆起平衡作用；有的卫星还安装方向可以调整的光压调整板，进一步抵消光压的季节性变化。气动力矩装置利用高层大气质点对航天器表面的作用产生控制力矩，只适用于低轨道卫星和再入大气层的飞行器。

（撰写：李铁寿　审订：陈义庆）

huanjing fanghu sheji

环境防护设计 environment protection design 针对产品在贮存、运输和工作过程中可能遇到的外部影响因素及其对可靠性的重要影响，采取相应措施以提高产品的环境适应能力的设计技术，又称耐环境设计。军用产品的环境防护涉及面很广，包括热设计、力学环境的抗振动、冲击和噪声设计，气候环境的防潮湿、防盐雾和腐蚀、防霉菌（简称“三防”）设计，核环境和空间辐射环境的抗辐射设计等。对于嵌入性应用产品，由于必须同时接受严格的物理约束条件，因而相应的环境防护设计技术可能会是相互矛盾的，需要综合权衡后采用。

（撰写：蒋轩祥　审订：耿秉坤）

huanjing guangfushe texing

环境光辐射特性 environmental optic radiation characteristics 环境自身产生的从紫外、可见光到红外的辐射现象及其规律。环境是指目标之外的周围一切自然景物，人造景物和人为干扰。自然景物包括目标依存的背景（深空背景、天空背景、陆地背景和海洋背景）以及目标和探测器之间的传输介质（如大气等）。环境光辐射主要来自自身的热辐射以及对其他环境辐射的散射辐射。环境光辐射特性主要包括光辐射亮度和光谱辐射亮度。由于目标始终处于环境之中，因此研究掌握目标与环境光辐射特性，可抑制环境杂波干扰，增强目标信号，提高光武器装备的作用距离和抗干扰能力。

（撰写：姚连兴　审订：向家武）

huanjing kongzhi xitong

环境控制系统 environment control system 对一定空间内的温度、湿度和洁净度等环境参数进行控制调节的系统。该系统为大功率空调机组，可以满足火箭、卫星、飞船或其他航天器在停放、运输及其他操作过程中对环境条件的特殊要求。

（撰写：周侠　审订：蔡连贵）

huanjing kongzhi yu shengming baozhang xitong

环境控制与生命保障系统 environment control and life support system 保障航天员空间飞行中的正常工作效率和生命安全的载人航天器设备。有时也简称生命保障系统。参见生命保障系统。系统的复杂程度随乘员人数和在轨时间的长短而有重大差别。短期飞行使用的生命保障系统常常是开式系统，而长期飞行需要半闭式乃至完全闭式的系统。从第一艘载人飞船的生命保障系统到航天飞机等大型载人航天器的环境控制和生命保障系统，基本上都是开式系统。不论开式系统还是闭式系统，其基本功能都是相同的，大体上可分为：总压和氧分压控制，温湿度控制，二氧化碳净化，微量污染控制，气体储存与供应，供水与食物供应，舱内通风以及烟火检测与灭火等。早期的载人航天器，航天员以航天服为中心形成闭式通风循环回路，称为航天服循环回路。回路中设有通风机、二氧化碳吸收装置和热交换器等。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

huanjing texing

环境特性 environment characteristic 在任何时间、任何地点所存在或所遇到的自然和诱发的条件而产生的空间或景物的光电声特性。环境主要包括地面、水面、天空等自然环境以及人造设施和景物等人造环境，还包括由自然环境和人造环境诱发的电磁环境。电磁环境包括电磁辐射、电磁散射、静电等。当目标处在环境中时，环境特性影响传感器对目标的探测。通常认为，环境信号将叠加到目标回波信号上而成为背景噪声。环境信号可以是系统的，也可以是随机的。环境特性的研究成果在武器仿真、信号检测、杂波抑制及跟踪精度提高等方面得到广泛的应用。

（撰写：向家武　审订：朱志浩）

huanjing yingli shaixuan

环境应力筛选 environmental stress screening (ESS) 通过在产品上施加一定的环境应力，以剔除由于不良元器件、零件或工艺缺陷引起的早期故障的一种方法或工序。这种早期故障一般用常规的方法是无法发现的。施加的环境应力不应超过设计极限，其大小应根据具体产品而定，一般以不影响产品的使用寿命和技术性能而尽可能剔除早期故障为原则。对电子产品施加的主要环境应力是随机振动和温度循环，随机振动一般取0.04 g^2/Hz，温度循环温差一般应在100 ℃以上，温度变化速率一般不小于5 ℃/min，循环次数一般在10次以上。在研制阶段和批生产早期，环境应力筛选应在元器件、组件和部件等产品层上100%地进行。在批生产后期对组件以上的产品则根据其质量稳定情况抽样进行。

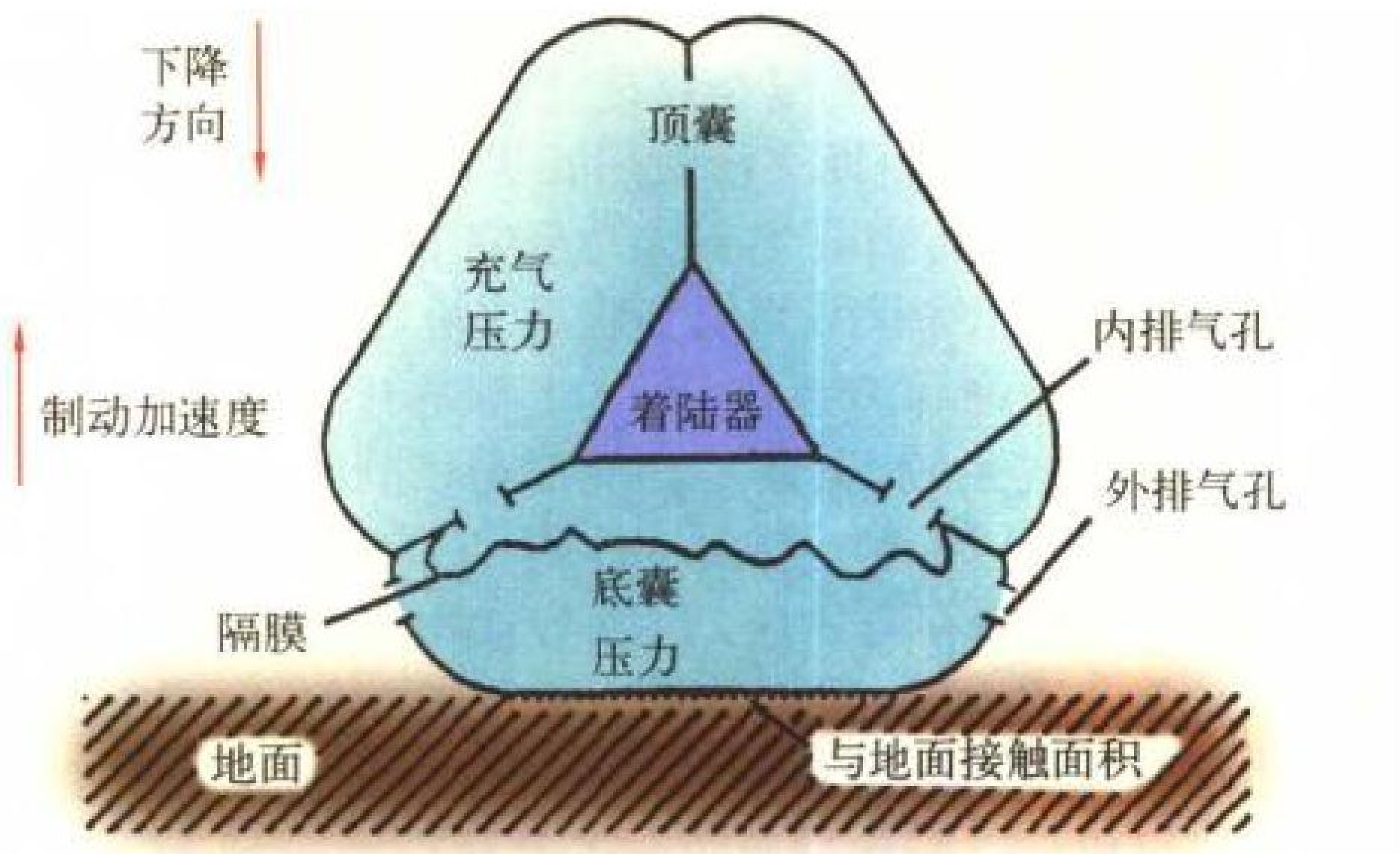
（撰写：郑岩盈　审订：周东生）

huanxing jiguang tuoluoyi

环形激光陀螺仪 ring laser gyroscope 见激光陀螺仪。

huanchong qinang

缓冲气囊 impact attenuation air-bag 安装于垂直着陆的返回器或进入器底部的充气囊。缓冲气囊是一种被动式着陆缓冲装置。例如，返回器乘主伞下降过程中，将原先折叠安装在返回器内的气囊释放并充气。着陆时，气囊受到压缩，从而吸收了返回器着陆冲击能量，缓冲效果明显。气囊充气展开后，与返回器组成的组合体的高度和质心位置偏高，故稳定性差，对地面风和地面坡度的影响敏感，在着陆时容易反弹、倾倒乃至翻滚。缓冲气囊按其缓冲行程中排气的状况可分为：(1) 不具排气孔的气囊；(2) 具有排气能力的气囊，这种气囊可分为排气孔面积固定的气囊、具



“火星探路者”着陆缓冲气囊系统安装图(未展开)

有可控排气孔面积的气囊和增压型气囊3种。美国于1996年向火星发射的“火星探路者”着陆器，着陆缓冲系统使用了一种新型的气囊装置。这种气囊设计思想新颖，是一种全向缓冲系统，不论着陆点的地貌情况如何，也不论是哪个方向受到冲击，都具有足够的缓冲减振作用。着陆器在着陆后反弹和翻滚若干次后静止下来时，不管处于何种姿态，这种气囊都能将其扶正。

(撰写：沈祖炜 审订：李大耀)

huanran tuijinji

缓燃推进剂 slow burning propellant 又称缓燃火药或缓燃药。燃速很低的固体推进剂。其燃速为5 mm/s左右或更低(6.86 MPa，20 ℃)，最低可达到1 mm/s，以满足发动机或燃气发生器工作时间的要求。用于燃气发生器的缓燃推进剂，要求燃气温度低，以减小烧蚀，要求燃气清洁、固体燃烧产物少、燃气发生量大和腐蚀性小。常用的缓燃推进剂有双基推进剂、硝酸铵推进剂、高氯酸铵推进剂和硝胺推进剂等。双基推进剂的燃气清洁、发气量大、不吸湿、燃速调节范围大，但燃气温度较高(大于1500 K)，易烧蚀功能气动零部件；硝酸铵缓燃药燃速低、燃气温度低、燃气量大、价格便宜，缺点是硝酸铵在使用过程中会发生由晶型变化引起的体积变化、易吸潮、燃速压强指数较高、密度低、不易点火；高氯酸铵缓燃药靠添加降速剂和降温剂达到缓燃、低温效果，其优点是燃速调节范围大、燃速压强指数低、密度大、易点火、发气量大，缺点是燃气中含氯化氢，腐蚀性大；硝胺缓燃药不吸湿、燃气洁净、燃气温度较低，缺点是燃速压强指数高。缓燃推进剂主要用于火箭续航发动机装药和燃气发生器装药。

(撰写：师昌绪 王北海)

huanshixing cibao

缓始型磁暴 magnetic storm of gradual commencement (GC) 磁暴的一种类型。这种磁暴没有明确的起始标志，判别的主要依据是磁照图的起伏和主相下降。特点为地磁场水平分量强度缓慢上升然后迅速下降，大约十几小时后降至最小值(主相)，后又缓缓上升，大约经过1～3天恢复正常状态(即恢复相)。

(撰写：付竹风 审订：古士芬 都亨)

huigui guidao

回归轨道 recursive orbit 星下点轨迹周期性重叠的轨道。出现重叠的周期称为回归周期。同一个回归周期对应有很多条轨道。如回归周期为一天时，卫星运行的轨道周期近似为24 h、8 h……，从中可选出合适的轨道周期以满足卫星使命的要求。在回归轨道上运行的卫星，每经过一个回归周期，卫星重新依次经过各地上空，这样可对其覆盖区域进行动态监视，以发现这一周期时间内目标的变化。在轨道设计中，回归轨道仅限制轨道周期，若再选择其他参数，可设计出太阳同步回归轨道，这样的轨道兼有太阳同步轨道和回归轨道的特性。选择合适的发射时间，可使卫星在经过某些地区时，这些地区有较好的光照条件。以获取地面图像为目的的卫星，如侦察卫星、气象卫星、地球资源卫星等大都选择这样的轨道。回归轨道要求轨道周期在较长时间内保持不变，因此卫星必须具备轨道修正能力，以克服入轨时的倾角偏差、周期偏差，补偿大气阻力所引起的周期衰减。

(撰写：佘明生 审订：张云彤)

huishou guidao

回收轨道 recovery trajectory 航天器回收舱从回收系统减速装置启动到着陆时其质心运动的轨迹。回收轨道一般从10 km左右的高度到地面。回收舱的减速一般采用降落伞系统，降落伞系统的牵引伞、减速伞、引导伞和主伞相继打开，借助地球大气，使回收舱减速，在即将到达地面时，有时要启动小火箭，以减轻回收舱和地面的撞击。

(撰写：张云彤 审订：范秦鸿)

huishou jiangluosan

回收降落伞 recovery parachute 用以保证返回器在正常情



“阿波罗”返回舱的主伞

况或紧急情况下安全着陆的降落伞。通常由引导伞、减速伞、主伞、伞包、连接吊带和分离接头等组成。引导伞要依靠作动装置将其强行拉直和展开，然后由它的气动阻力去拉出减速伞或主伞。减速伞的作用是将返回器的速度减至允许主伞开伞的速度范围，并稳定返回器的运动姿态，通常还兼作主伞的引导伞。主伞的作用是将返回器的速度减低到安全着陆速度范围。伞包的作用是保持伞系包装外形和保证伞系按规定的程序拉直。连接吊带的作用是将降落伞气动力传递给回收载荷。分离接头的作用是：(1) 抛掉减速伞，以免干扰主伞开伞。(2) 着陆后抛掉主伞，防止自然风吹动伞衣，拖曳返回器在地面滑跑。降落伞除了用于返回器回收之外，还已成功地用于探测器在金星和火星表面的软着陆（参见火星着陆和金星着陆）。

（撰写：林 斌　审订：李大耀）

huishou kongzhi zuodong xitong

回收控制—作动系统　recovery control and actuating system　控制弹道式或半弹道式返回器着陆和回收程序的装置以及执行着陆和回收动作的装置组成的系统。在这两类返回器下降过程中，控制装置能在多种状态下按预定的工作程序发出着陆回收段的各个动作指令，由相应的作动装置执行预定功能的动作。回收控制—作动系统的设计要满足所制定的着陆、回收控制方案，包括执行正常着陆、回收程序和应急着陆、回收程序。主要的着陆、回收控制指令有弹伞舱盖、降落伞系的逐级开伞和解锁脱伞、标位系统启动和缓冲发动机点火等，对于在海上溅落的返回器还要有漂浮装置和扶正装置的控制指令。控制装置可以是过载开关和时间机构、静压高度控制器和可编程序控制器、伽马射线高度控制装置、触地开关、海水开关和航天员手动操作装置等。航天器回收系统的一系列程序动作都要求在很短的时间内通过提供相当大的能量来完成，传统的弹簧式和电磁式机构能量有限，不适合应用。通常都是选用火工装置作为程序动作的执行机构，根据功能和结构形式有解锁类（如脱伞器）、弹射分离类（如弹伞舱盖的弹射筒）、切割类（如伞衣收口绳切割器及用于切割和分离的连接结构）、推力类（如缓冲发动机）等。

（撰写：沈祖炜　审订：李大耀）

huishou luodian

回收落点　recovery fall point　返回器返回降落的陆上触地点或海上触水点。返回器着陆后常因地面风、地面坡度或先落于障碍物（如建筑物和树）上，引起弹跳、翻滚和位移等。在有标位装置引导跟踪返回器下降着陆或溅水时，回收人员能准确定出回收落点并测出落点的地理位置。标位装置不能跟踪返回器至着陆或溅水时，则采取现场勘察和目击者提供的信息相结合的办法，分析确定返回器落点。返回器在海上溅落后，因风和水流引起漂移，可根据返回器触水至回收的时间推算出触水点的大致位置。返回器在回收落点的状况和落点土质须详细记录，并须搜集着陆或溅水时的风速和风向数据，对海上溅落还要搜集海况资料。了解返回器回收落点的情况有助于对返回器着陆点散布范围和着陆冲击进行研究分析。

（撰写：沈祖炜　审订：李大耀）

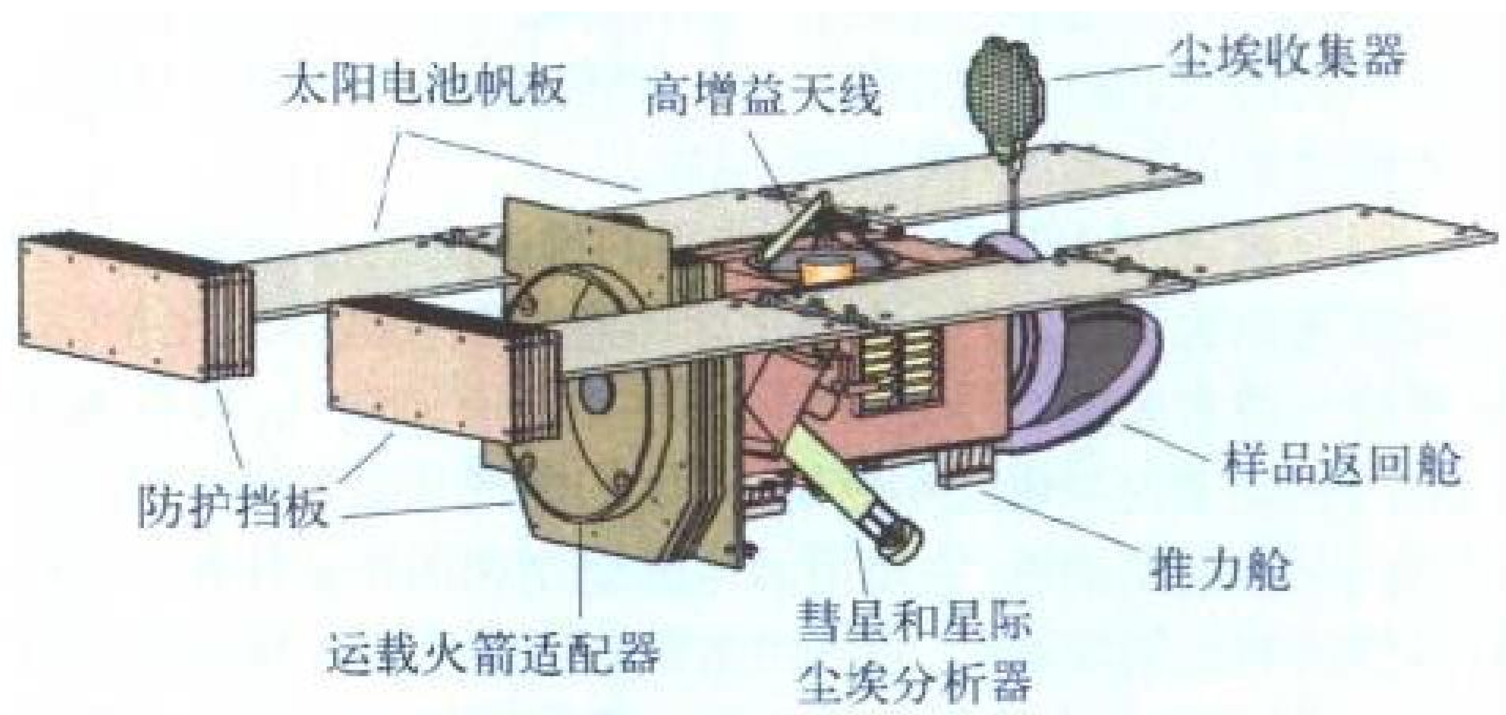
huishou quyu

回收区域　recovery area　预定的返回器着陆回收的区域。回收区域内设有用于返回器回收的整套设施、设备。回收区域主要依据返回器返回落点的散布范围来确定，为了保证返回器回收的安全可靠，一般常设有主回收区域和副回收区域。返回器正常返回的预定着陆区域为主回收区域，副回收区域为主回收区域的备用回收区域。

（撰写：沈祖炜　审订：李大耀）

huixing tanceqi

彗星探测器　comet probe　专门探测彗星的空间探测器。彗星中可能含有太阳系诞生时留下的物质而被称为太阳系的化石。对彗星的探测，有望揭开太阳系诞生之谜。同时，彗星由冰和尘埃组成，当它飞行靠近太阳时，水蒸气和尘埃会一同喷发出来，因此探测彗星对宇宙空间的影响也是发射这种探测器的目的之一，通过探测彗星，可了解太阳风的物理性



美国的“星尘号”彗星探测器

质和化学成分。彗星探测器装有摄像机、中子分析仪、离子质量分析仪、等离子体观测仪和测光仪，用于探测彗尾中的等离子体密度、温度和重离子特性等。为改变探测器轨道，拦截探测彗尾，探测器往往装有变轨发动机。美国的“国际日地探险者”3号和“星尘号”，前苏联的“金星—哈雷彗星号”，欧洲空间局的“吉奥多”和日本的“行星”A等均为彗星探测器，这些探测器分别在距彗星10000 km、3000 km、200 km等各种不同距离上掠过并探测了彗星。

（撰写：王景泉　审订：朱毅麟）

hunhe dianyuan xitong

混合电源系统　hybrid power supply system　由至少两种原生电源（一次电源）所组成的电能供给系统。混合电源系统的应用提高了设备用电的可靠性，正在成为航天工程中电源系统的基本工作模式。燃油发电机与市电并用的不间断电源，太阳能电池与锌银电池组成的轨道飞行器电源，飞机中由燃气涡轮带动的交、直流发电机与蓄电池组成的电源系统等均为混合电源系统。在混合电源系统中，机组的投入或撤出，太阳能电池与锌银电池的互补应用，均由继电保护和同步控制电路来实现，这是与单一电源系统的不同之处。目前，虽然传统的电源设备可靠性在不断提高，新型的电能设备也正日臻完善，但在航天工程中采用混合电源系统来保证火箭、导弹和卫星的发射和飞行成功率仍是一项异常重要的有效措施。

（撰写：郭书勤　审订：严殿启）

hunhe rongyu

混合冗余　hybrid modular redundancy (HMR)　系统结构上最为复杂的一种冗余技术。它吸取了三模冗余（TMR）和备份冗余各自的优点，是以N模冗余（NMR）为核心，再结合备份冗余而构成的，既提高了系统的可靠性，又提高了系统的工作寿命，并可容忍多重故障。在实际应用时，由于故障覆盖率以及表决器／切换开关／检测器自身的可靠性是不可能达

到100%的，因而备份模块的数量有一个最佳值。最简单的HMR系统是TMR加1个备份的(3，1)系统。考虑理想情况，其可靠性为：$R(3,1)=6R^2-8R^3+3R^4$。混合冗余一般用于安全关键性、实时性要求非常高，且必须能抗多重故障的任务。

（撰写：蒋轩祥　审订：陈作人）

hunhe tuijinji huojian

混合推进剂火箭　hybrid propellant rocket　利用混合推进剂火箭发动机推进的火箭。参见混合推进剂火箭发动机。

hunhe tuijinji huojian fadongji

混合推进剂火箭发动机　hybrid propellant rocket engine　采用液体推进剂和固体推进剂组分的特殊组合燃烧产生推力的一类化学火箭发动机。它由喷注器、燃烧室(内装药柱)、喷管、液体推进剂供应系统和贮箱等组成。

混合推进剂火箭发动机按使用的推进剂组合分为4种：(1)固液推进剂火箭发动机。它使用固体燃烧剂和液体氧化剂。固体燃烧剂通常装填在燃烧室内，药柱中心有轴向孔，容许氧化剂进入燃烧室内与燃烧剂燃烧，产生的燃气从喷管排出。(2)液固推进剂火箭发动机。它使用液体燃烧剂和固体氧化剂。(3)准固液推进剂火箭发动机。它使用贫氧固体燃烧剂药柱和液体氧化剂。这种发动机在液体氧化剂完全断流的情况下仍能维持燃烧，产生推力。(4)三元固液推进剂火箭发动机。它在固体燃烧剂和液体氧化剂燃烧过程中喷入第三组元液氢，从而可大大提高发动机性能。

混合推进剂火箭发动机的比冲和体积比冲介于液体火箭发动机和固体火箭发动机之间，它也兼有液体火箭发动机和固体火箭发动机各自的一些特点。例如，它能够像液体火箭发动机那样进行推力调节，而且只需要一套液体管路、阀门和附件，系统比较简单。但混合推进剂火箭发动机存在燃速低、燃烧不均匀和效率低等缺点。目前混合推进剂火箭还仅见用于少数执行特殊任务的导弹，例如靶弹。

（撰写：戴耀松　王向阳　审订：魏其勇　朱森元）

hunhe yanshi jidianqi

混合延时继电器　hybrid time-delay relay　又称混合时间继电器。由电子电路与电磁继电器组合而成能实现延时切换功能的继电器。延时功能由电子电路实现，切换功能由电磁继电器实现。与固体延时继电器相比，它具有易于实现多回路切换，输入输出隔离好，过载能力强等优点。广泛应用于卫星、导弹等飞行器及地面控制系统。

（撰写：赖自白　审订：刘筱洲）

hunjing

混肼　mixed hydrazine　一种有毒可贮存液体燃料。它是由肼及其衍生物混合组成的液体火箭燃料的通称，主要指肼与一甲基肼和肼与偏二甲肼组成的混合燃料。其中已得到广泛应用的是由各50%(质量)的肼和偏二甲肼组成的混合燃料，称为混肼50。混肼50是一种有毒、具有类似氨臭味的无色透明液体，沸点为349.1 K，冰点为265.2 K，密度为0.89 g/cm³(288.5 K时)。它的物理和化学性质介于肼和偏二甲肼之间，与一甲基肼相近，能量亦相当于一甲基肼，但毒性比一甲基肼低。混肼50与四氧化二氮组合的推进剂用于美国"大力神"导弹。

（撰写：张起源　审订：胡平信）

hunza xianwei fuhecailiao

混杂纤维复合材料　hybrid fibre composite material　由两种或两种以上的纤维增强同一种树脂基体的复合材料。从广义上讲，混杂纤维复合材料包括的类型非常广。就基体而言，可以是聚合物基体，也可以是各种聚合物的混合基体、金属基体以及各种陶瓷等非金属基体。从增强剂而言，可以是两种连续单向纤维，也可以是两种纤维混合编织、两种短纤维混合增强等。当前增强剂的混合，主要是指连续纤维的单向混合增强与混合编织增强。基体通常用一种聚合物基体。混杂纤维复合材料是复合材料领域中一个重要组成部分，与单一纤维复合材料不同的是多一种增强纤维，因此，它除了具有一般复合材料的特点外，还具有一些新的性能，为结构设计扩大了自由度，能有效地提高结构件使用特性，降低产品成本，可以满足各种不同的使用要求。

（撰写：朱达通　审订：巫世杰）

huodong fashe pingtai

活动发射平台　mobile launch platform　完成运载火箭全箭(亦可加载飞船和逃逸塔)整体垂直运输与发射的可移动设备，是载人航天工程实施"三垂"方案的关键设备。活动发射平台由刚性承力结构、液压系统、行走系统、电控系统和驱动控制系统等组成。活动发射平台主要承担下列任务：垂直支承并固定火箭；对加注前后的火箭进行方位回转和垂直度调整；对火箭进行整体垂直运输；与发射工位中心坐标精确定位；由行走时的轮组受力状态转为发射时的刚性支承状态；顺利排导火箭燃气流。

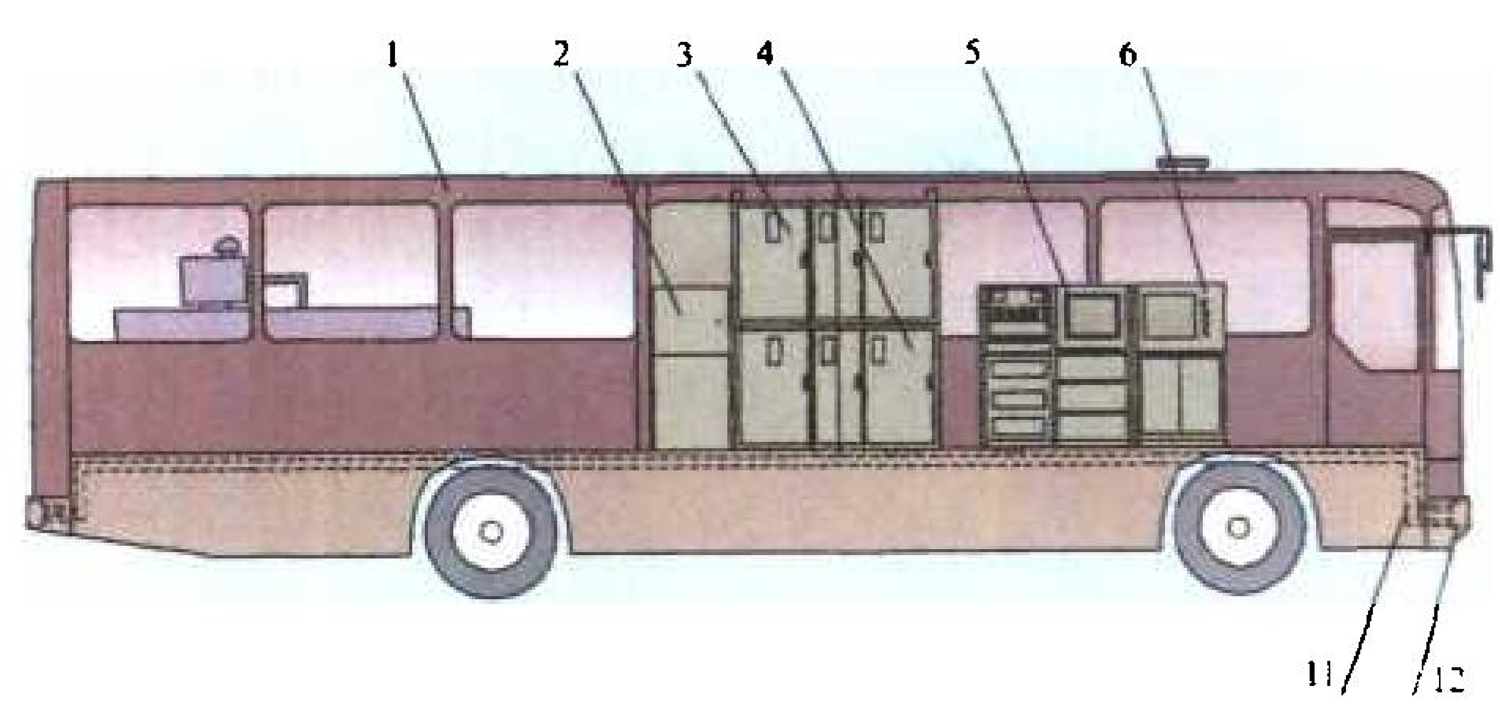


航天飞机活动发射平台

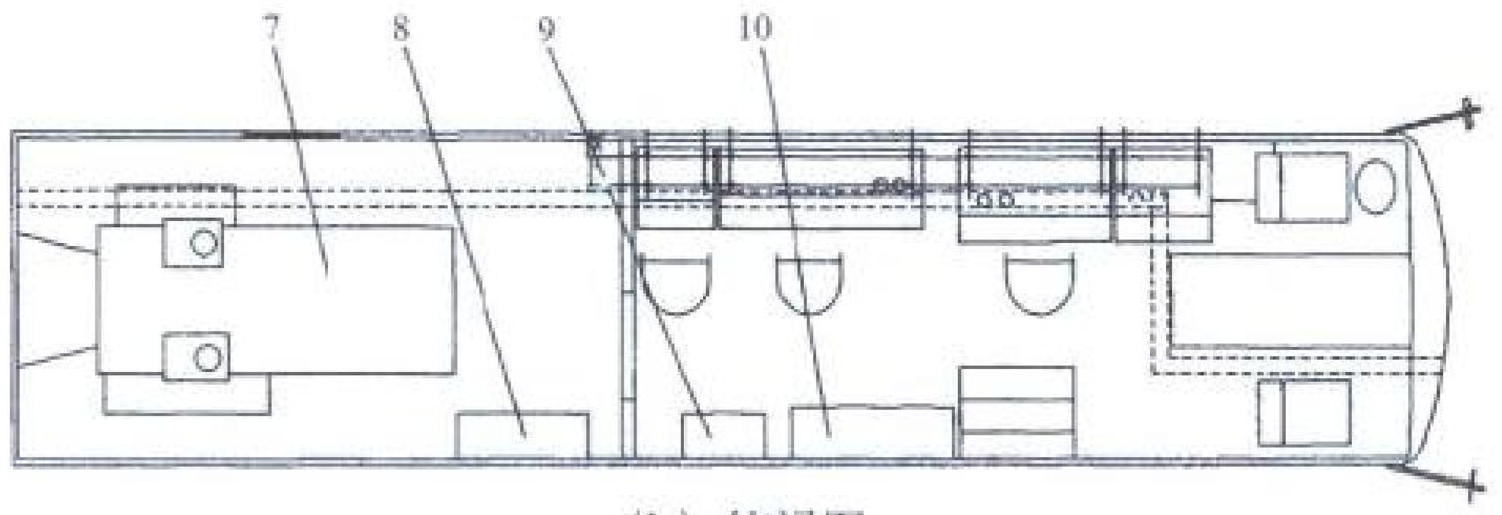
（撰写：刘毅　审订：周载学）

huodong fashe pingtai qudong kongzhiche

活动发射平台驱动控制车　drive and control car for mobile launch platform　载有为活动发射平台提供行驶动力的电源和对活动发射平台实施行驶控制的专用车辆。它是活动发射平台的专用配套设备，其上设有控制间和机组间。该车的主要



(a) 侧视图



(b) 俯视图

活动发射平台驱动控制车外形及布局图

1—动力驱动控制车；2—发电机组控制台；3—上变频器柜；4—下变频器柜；5—主控制台；6—辅控制台；7—发电机组；8—空调室外机；9—空调室内机；10—工具箱；11—电缆；12—电缆插座盒

功能是为活动发射平台行走提供动力，对活动发射平台的行走速度、平稳性和行走机构的同步性进行控制，并在活动发射平台到达目的地时进行精确定位。

（撰写：周 侠 审订：王瑞铨）

huoli gongshi

活力公式 vis viva formula 又称能量积分。二体问题的一个积分公式。它描述了天体的位置、速度和椭圆轨道半长轴之间的关系，其表示式为

$$V^2=\mu\left(\frac{2}{r}-\frac{1}{a}\right)$$

式中 V 和 r 为一个天体相对另一个天体的速度和距离；a 为椭圆轨道半长轴；$\mu=G(M+m)$，G 为万有引力常数，M 和 m 分别表示两个天体的质量。这个公式表示，在二体问题中，天体运动的动能和引力势能之和为常数。对于绕地球飞行的航天器来说，航天器质量 m 远小于地球质量 M，因此 $\mu=G(M+m)\approx GM$，这时 μ 称为地球引力常数。

（撰写：范秦鸿 审订：张荣保）

huogongpin ceshi

火工品测试 pyrotechnics test 对航天型号产品上电火工品的主要性能（桥丝（带）阻值、绝缘等）进行的测试。电火工品在安装前要进行单元测试，单元测试合格的产品才能安装到航天型号产品上。航天型号产品离开技术阵地前或在发射阵地发射前要对其上的火工品的阻值进行测试。火工品的安全使用就是在贮存、运输、总装、测试及试验中不发生误爆。在设计上，当火工品用于发动机点火、战斗部引爆和安全自毁起爆器等这些会带来灾难性后果的部位时，还要采用有机械隔爆的安全机构，以保证航天型号产品在地面勤务处理时的安全。安全机构在起飞前或工作前才打开，处于工作状态。航天型号产品上的所有火工品电路要统一设计，除了要有在工作时自动解除的短路保护电路外，发射前或离开技术阵地前引爆电路和火工品电路要处于断开状态，并加短路保护，以保证安全和能对火工品进行测试。航天型号产品上应尽可能选用双防（防静电、防电磁辐射）、钝感火工品。它们在 1 A、5 W、1 min 的条件下不会引爆。在使用中，要有明确的安全要求和安全操作规程并严格地遵照执行。

（撰写：苏万丰 审订：杨德润）

huojian

火箭 rocket 依靠火箭发动机喷射工质产生的反作用力向前推进的飞行器。它自身携带发动机工作所需要的全部推进剂（如燃料和氧化剂），可以在大气层内、外飞行。火箭由箭体、火箭发动机和有效载荷等部分组成。按用途与有效载荷的性质可分为探空火箭、运载火箭和火箭武器。探空火箭用于大气物理探测、气象观测和防雹等。运载火箭用于发射人造卫星、宇宙飞船和空间探测器等。火箭武器携带战斗部或弹头，其中火箭弹为无控火箭，采用火箭发动机的导弹为有控火箭。火箭按推进剂类型可分为液体、固体、固液混合、核和电火箭等。按结构形式可分为单级和多级火箭，后者又可分为串联、并联（捆绑式）或串并联组合火箭。据记载，火箭于公元970年由中国宋朝人冯继升发明，11～13世纪传入欧洲。从20世纪中叶起，火箭进入一个迅速发展的时期，洲际导弹、运载火箭和航天飞机等成为火箭发展的里程碑。

（撰写：刘恒振 审订：梁思礼）

huojian chongya fadongji

火箭冲压发动机 rocket ramjet engine 火箭冲压发动机是一种工作循环、结构由火箭发动机和冲压发动机有机结合的组合发动机。火箭冲压发动机的主要部件为：空气进气道、燃气发生器（火箭室）、补燃室和尾喷管（见图 1）。

火箭冲压发动机的推力和比冲介于火箭发动机与冲压发动机之间，具体性能取决于组合方案、类型、效率和飞行状态。

按照燃气发生器类型和冲压通道内是否直接喷射液体燃料，火箭冲压发动机可以分为固体火箭冲压发动机、液体火箭冲压发动机和固体火箭—液体冲压组合发动机等不同类型。

除了上述工作模态单一的普通型火箭冲压发动机外，正在发展一种可变（工作）模态的火箭冲压（复合循环）发动机，见图 2。它是火箭基复合循环发动机的最基本的类型。

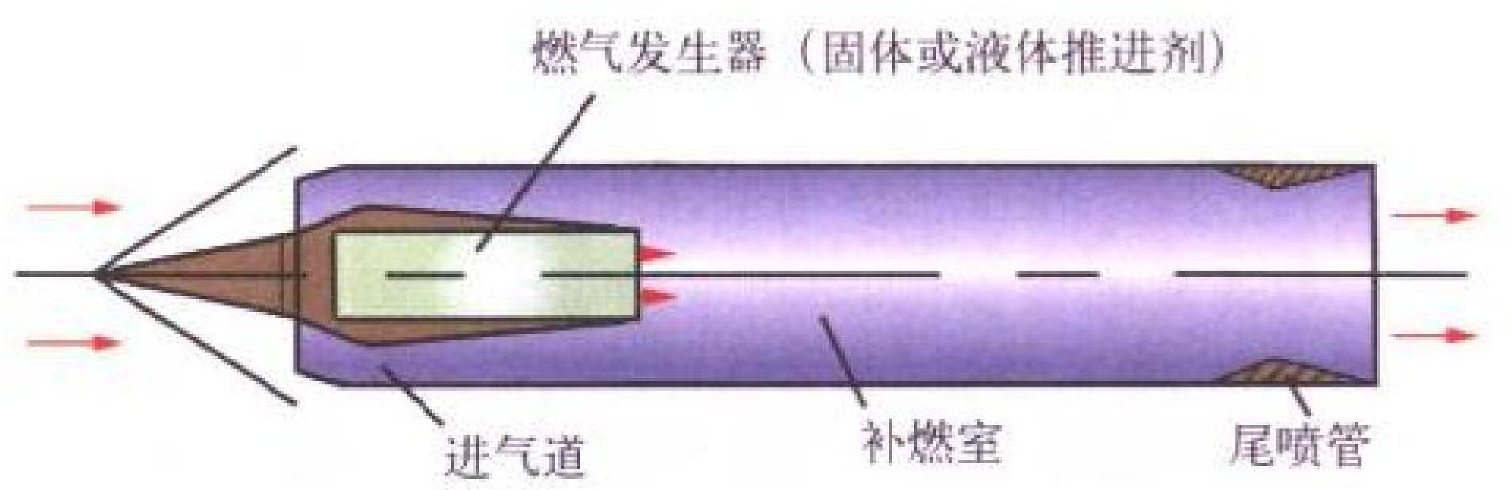


图 1 普通火箭冲压发动机示意图

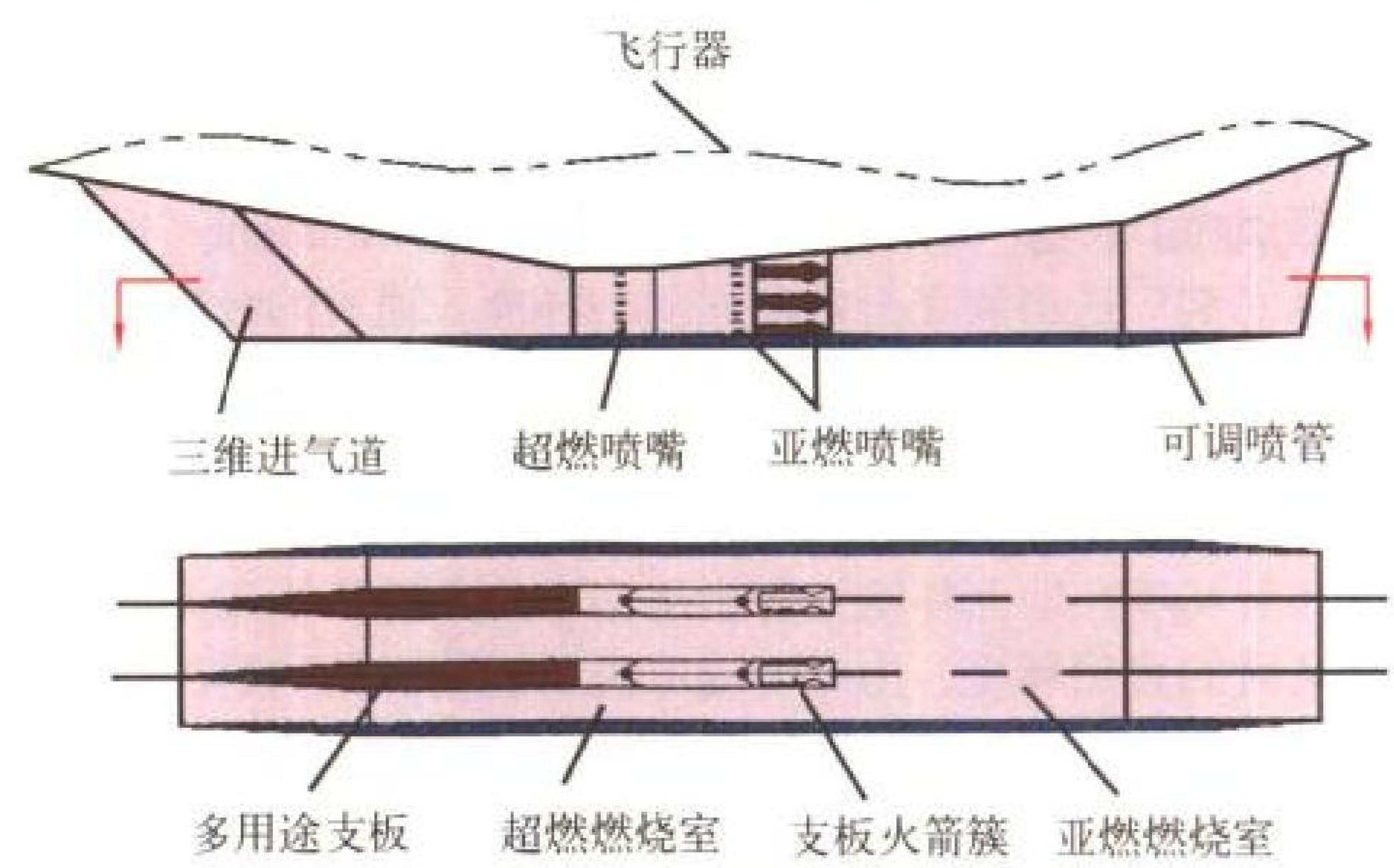


图 2 可变模态火箭冲压发动机示意图

可变模态火箭冲压复合循环发动机一般由三维压缩高超声速进气道、隔离段、双模态燃烧室和可调尾喷管组成，其特点是：工作范围很宽（从零速起飞到高超声速），既能大推力起飞加速（火箭引射模态），又能高比冲巡航飞行（亚燃冲压和超燃冲压），还能关闭冲压通道，用火箭模态加速至轨道速度。

普通型火箭冲压发动机可用于各种战术导弹，可变模态火箭冲压复合循环发动机可望用于高超声速飞行器和航天运输。

（撰写：张家骅 审订：顾炎武）

huojian daodan yunshu shebei

火箭／导弹运输设备 rocket / missile transportation equipment 火箭／导弹陆运、空运和海运等设备的总称。火箭／导弹陆运设备分为火箭／导弹铁路运输车和火箭／导弹公路运输车。前者用于火箭／导弹总装厂或火箭／导弹库至发射中心技术区的火箭／导弹运输。后者用于火箭／导弹发射中心技术区至发射区的火箭／导弹运输。火箭／导弹空运设备主要是火箭／导弹运输机，用于远距离和短时间运输火箭／导弹，完成火箭／导弹军贸任务或进行火箭／导弹部署。火箭／导弹海运设备一般包括火箭／导弹运输船、运输舰和运输艇，用于火箭／导弹的海上运输，以完成军贸任务或进行火箭／导弹部署。



某火箭公路运输车

（撰写：苏善德　审订：周载学）

huojian daodan zhuangxie shebei

火箭／导弹装卸设备 handling equipment for rocket / missile transportation 火箭／导弹铁路运输或公路运输时装车及卸车所必需的地面设备。又称火箭／导弹吊装设备。它包括吊车、吊具、吊篮、工作台梯及连接件等，用于火箭／导弹的起吊、移动及翻转。（撰写：吕永志　审订：周载学）

huojian dimian huanjing

火箭地面环境 launch vehicle ground environment 运载火箭从总装厂送出到飞行前所遇到的环境。通常的经历是：将分散（或分段）的大部段、有效载荷及设备运送到发射场，组装，调试，测量，竖立到发射台，加注推进剂。火箭工作环境一般按阶段分为地面环境和发射准备与飞行环境（参见*发射与飞行环境*）。地面环境主要指运输中的力学环境和火箭处于外场时的自然环境。力学环境取决于运输工具和路况，有振动和冲击；自然环境是指温度、湿度、烟雾、雨淋、静电、雷电、沙尘、曝晒以及介质的浸泡等。推进剂贮箱在密封条件下有时还要关注温度变化，以防温度过度下降造成箱内压力降低导致贮箱外压失稳。火箭地面环境还包括贮存环境，主要因素有温度、湿度、雷电、沙尘、烟雾、霉菌等。

（撰写：鲁昌鉴　审订：周锦扬）

huojian dianqi shebei

火箭电气设备 rocket electrical equipment 火箭用以产生、分配、管理和使用电能作为信号转换和传递形式的装置或仪器的总称。诸如控制系统、遥测系统、外安系统、故障检测系统、推进剂利用系统等火箭系统所属仪器，如箭上电池、各类电源变换器、配电器、惯性平台或组合、制导计算机、综合放大器、推进剂利用系统计算机和故障检测处理器、遥测中心程序器、数据采编器、信号调节器和发射机，以及应答机、信标机和安全控制器等均称为火箭电气设备。参与火箭测试发控的各电气系统的地面设备，如地面供电设备、地面电源设备、测试／发控设备、数据接收及处理设备和数据信道及计算机网络设备，原则上都属于火箭电气设备的组成部分，也称为火箭地面电气设备。

（撰写：郭书勤　审订：严殿启）

huojian dongtai shiyan

火箭动态试验 rocket dynamic test 用模拟手段研究火箭动态特性的地面试验。火箭动态试验的对象主要是大型液体火箭，内容包括全尺寸全箭横向振动、扭转振动、纵向振动和各类分离（抛整流罩、级间分离、有效载荷分离）试验以及缩小尺寸的液体晃动试验和地面风洞模型试验。通过试验可以获得火箭和某些局部结构（如动力分系统）的模态参数和传递特性，分离过程中的运动参数，贮箱内液体的晃动特性及地面风载计算所需的气动参数。火箭动态试验可为控制系统设计、纵向耦合振动（全箭的和动力分系统）研究、分离方案的确定和有效载荷的载荷分析以及贮箱液体晃动理论分析和地面风载计算提供试验依据和检验。分离试验按模拟要求既可以在重力作用下进行，也可以在模拟失重条件下进行。

（撰写：李宪珊　审订：周锦扬）

huojian fadongji dianhuo nengliang

火箭发动机点火能量 rocket motor ignition energy 点燃火箭发动机推进剂所需的能量。点火时，由点火装置向火箭发动机推进剂释放点火能量，即释放高温燃烧产物，这些产物通过热传导、对流、辐射以及可能有的灼热粒子对表面撞击等方式将热量传递给推进剂，使推进剂发生汽化、分解、反应，推进剂局部区域温度首先升高到着火点，产生了点火燃烧火焰，随着火焰的传播或点火能量的继续释放加热，推进剂的所有表面都相继开始燃烧。常用点火所需的最小能量表示火箭发动机点火的难易程度。燃烧室实际所用的点火能量一般都比最小点火能量大得多。通过试验和理论研究得知，对单位面积的推进剂表面上的总加热量Q_i是影响点火过程的最主要因素，同时热流速率也是重要因素。在固体火箭发动机的点火器的总点火能量中，除考虑单位面积总加热量Q_i外，初始燃面和自由容积等也是主要因素。点火装置的烟火剂的选取及点火发动机的装药设计，是为固体火箭发动机提供合适点火能量的重要保证。自燃推进剂的点火能量来自本身的液相反应放热；非自燃推进剂需要外部能量，可由点火装置提供。当用电火花电嘴点燃均匀可燃混气时，最小点火能量可以写成

$$E_{min}=\frac{\pi}{6}d_q^3\rho_0c_p(T_f-T_0)$$

式中 d_q为火焰能够通过和传播的间隙，又称冷熄距离，大约为可燃混气稳定传播火焰锋厚度的2倍；ρ_0、c_p和T_0分别为可燃混气的密度、定压比热和初温；T_f为火焰温度。压力和初温愈高，d_q就愈小，同时引发火焰所需的能量也愈小。对于烃类燃料／空气的火焰，$E_{min}\propto p^{-2}$（p为压力）。当可燃混合物流动时，E_{min}随流动速度而接近线性地增加。湍流强度也会使E_{min}增大。对于喷雾燃烧，雾化不好，E_{min}也增大。

（撰写：庄逢辰　胡善忠　审订：顾明初　黄坚定）

huojian fadongji dianhuo zhuangzhi

火箭发动机点火装置 rocket motor ignition device 又称火箭发动机点火器。产生高温燃气或火花并有足够能量，保证在各种飞行环境条件下可靠地点燃燃烧室内的推进剂，使之能持续燃烧的装置。按点火的方法可分为电点火器、火药点火器和化学点火器，选择何种点火装置取决于火箭发动机的类型、使用条件、燃烧室的大小及推进剂的种类等因素。一台火箭发动机上可以安装一个、两个或多个点火器，确保点火可靠或满足多次启动的要求。中小型固体火箭发动机的点火装置一般较简单，由电发火元件（如电点火头、电发火管等）和点火药（如黑火药、烟火剂等）并外包装成药包或药盒组成，如图1所示。大型固体火箭发动机一般采用“小火箭式”点火装置，由电发火管、引燃药和小火箭发动机组成，如图2所示。点火装置的性能直接影响到发动机是否能可靠点燃。可能引起的点火故障有误点火、点不燃、延迟点燃、压强上升过慢、产生点火压强峰甚至破坏燃烧室。

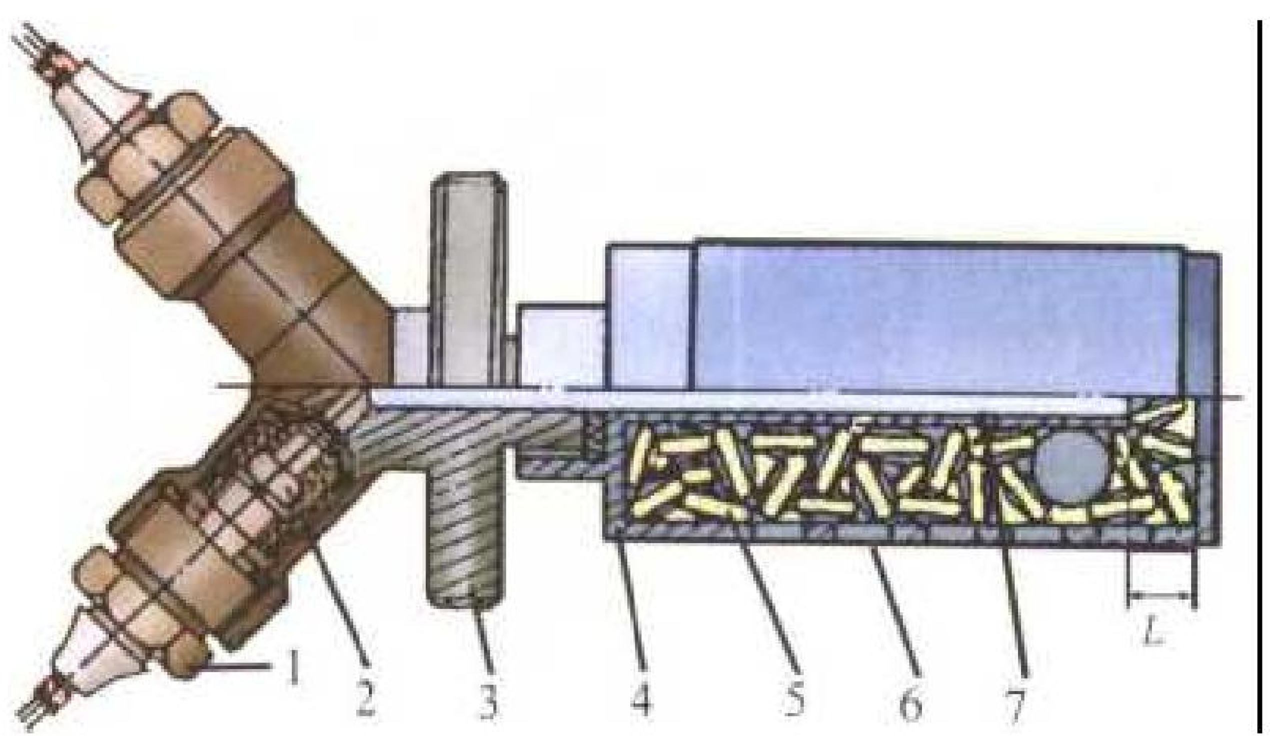


图1 分装式点火装置
1—电嘴；2—电发火管；3—前顶盖；4—点火药盒壳体；5—点火药片；6—排气孔堵片；7—导火管；*L*—导火管出口至点火药盒底部内端面距离

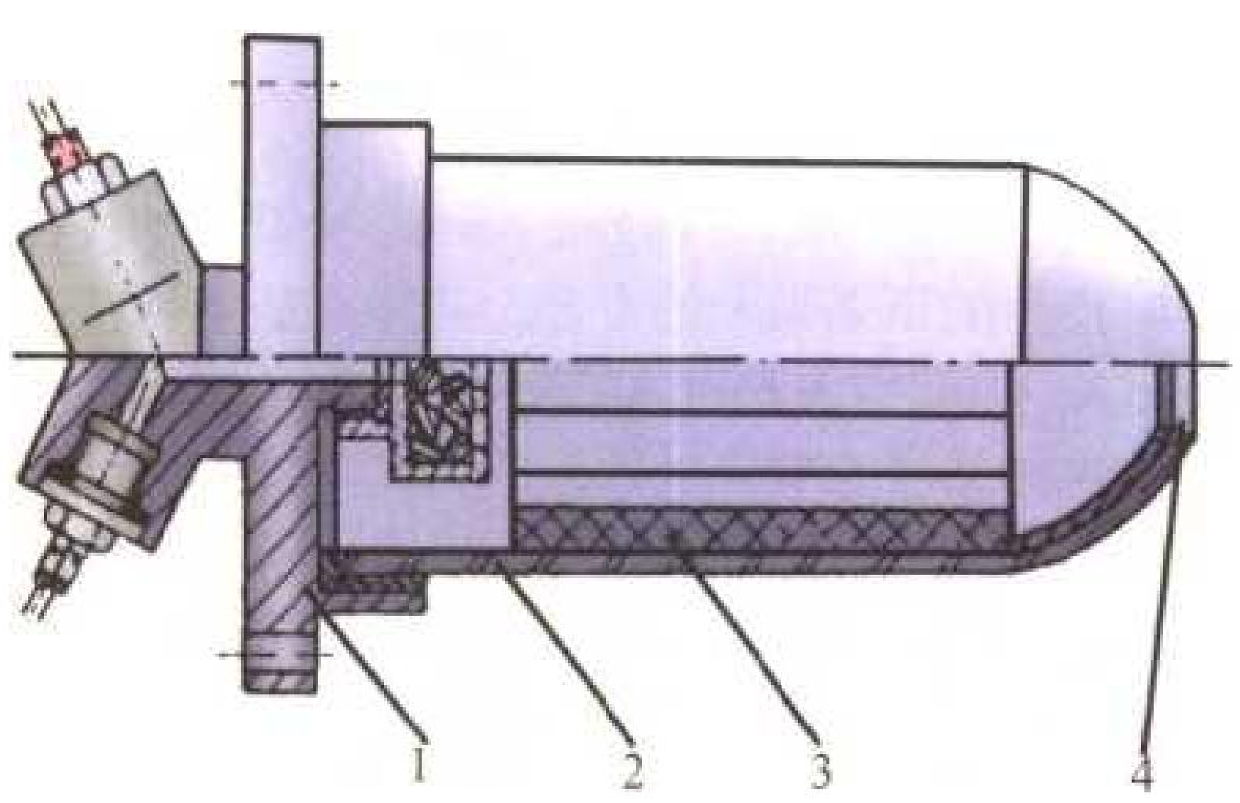


图2 采用点火发动机的点火装置
1—烟火剂点火器装置；2—点火发动机壳体；3—点火发动机药柱；4—点火发动机喷嘴

（撰写：胡善忠 审订：黄坚定）

huojian fadongji neijuere cailiao

火箭发动机内绝热材料 internal insulation material for rocket engine 用粘贴、喷涂、涂抹或带缠绕等工艺施工于火箭发动机内壁，用于阻止热流传递，在火箭发动机工作过程中防止壳体过度升温的材料。固体火箭发动机燃烧室内绝热材料的作用除了热防护外，还有缓冲壳体与推进剂之间的应力传递，限制燃烧室各种化学物质向室壁传递，赋予复合材料壳体气密性，将燃气以层流方式导入喷管及控制燃面等。要求内绝热材料具有较低的密度及导热率、较高的延伸率与强度，与壳体和推进剂的相容性良好，耐烧蚀、抗振动与冲击载荷，较好的老化性能与工艺性能。固体火箭发动机的壳体内绝热层材料通常为芳纶、石棉、碳纤维、二氧化硅等充填的三元乙丙、丁腈、丁苯等橡胶基复合材料，小型发动机也可使用石棉等充填的酚醛等树脂基复合材料。衬层（包覆层）及用于固体推进剂药柱应力松弛结构的人工脱粘层材料通常也属于壳体内绝热材料。在喷管部位，为保护喷管壳体，一般也需使用石棉、高硅氧等增强的酚醛基绝热复合材料作为背衬材料。液体火箭发动机的燃烧室和喷管内常喷涂氧化铝、氧化锆、金属钨、金属陶瓷、碳化物或硼化物等绝热涂层以保护结构件。姿态控制火箭发动机大都使用铌合金材料制作，其内壁通常广泛喷涂Si-Cr-Fe等抗氧化涂层以防止基材在高温下氧化。

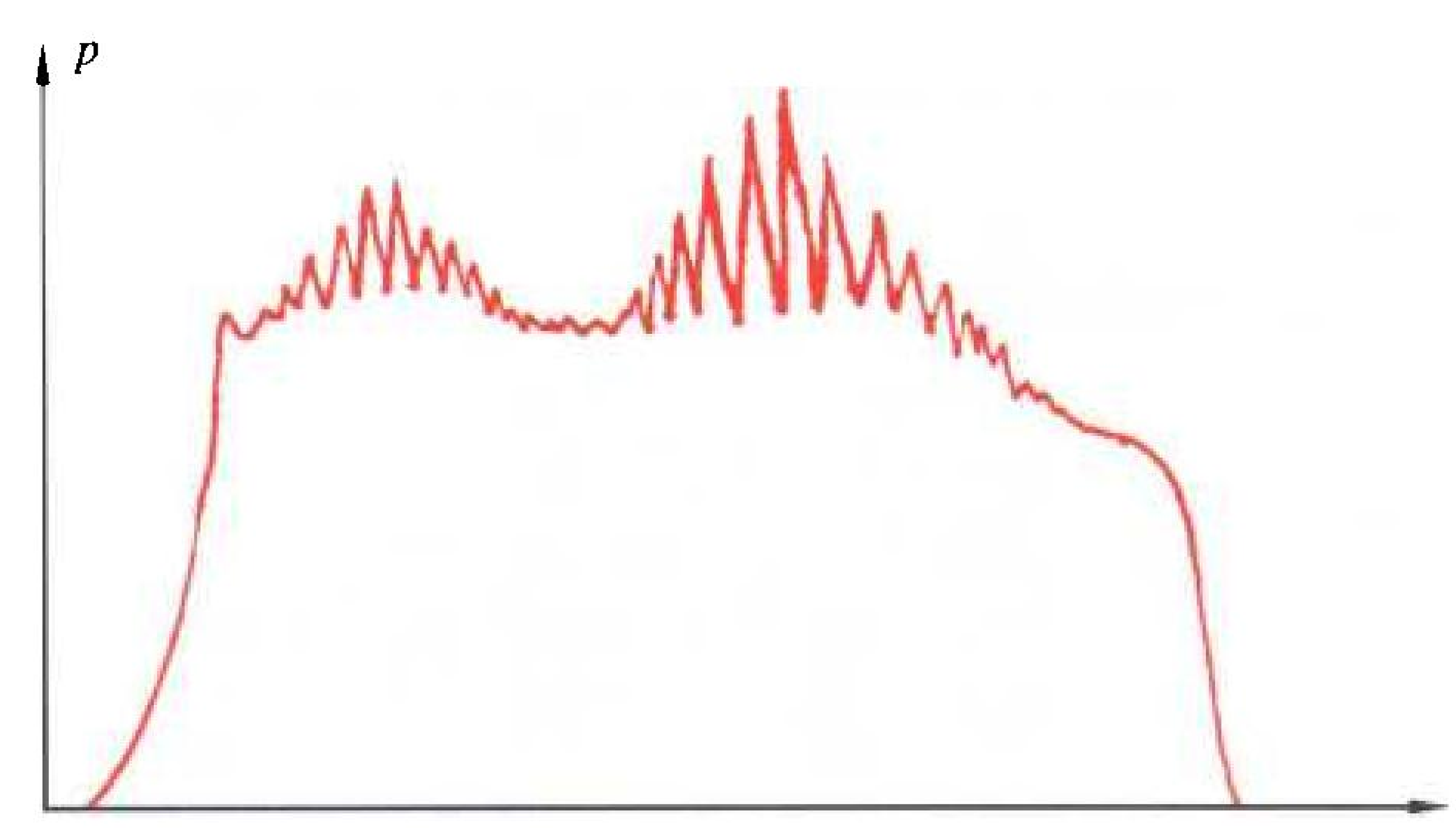
（撰写：卢嘉德 夏德顺 审订：马伯信 戴永耀）

huojian fadongji ranqi fashengqi

火箭发动机燃气发生器 rocket engine gas generator 火箭发动机中产生燃气涡轮工质的组件。根据推进剂类型通常分为固体（参见*固体推进剂燃气发生器*）、液体双组元和单组元燃气发生器。双组元燃气发生器的推进剂一般与发动机主推进剂相同。燃气发生器主要由喷注器和燃烧室组成，采用非自燃推进剂时还要有点火装置。燃气温度的选取取决于涡轮组件材料的许用温度，一般为700～1200 K。燃气发生器所产生的燃气通常都是还原性气体。燃气发生器应保持工作稳定和出口燃气温度均匀。单组元燃气发生器的推进剂如不是发动机主推进剂之一时，则需引入辅助推进剂。单组元燃气发生器目前已较少采用。 （撰写：黄国璋 审订：刘小渝）

huojian fadongji ranshao buwendingxing

火箭发动机燃烧不稳定性 rocket engine combustion instability 又称不稳定燃烧或振荡燃烧。火箭发动机燃烧室中压强、温度和速度等参数出现随时间作周期性或近似周期性变化的现象，或有发生这种现象的倾向或可能性。燃烧不稳定性通常以压强的周期振荡来表征。除压强振荡外，还常常伴随有平均压强和平均推力的不规则变化、发动机强烈地振动甚至意外旋转、发出异常的声音或气味、燃烧室壁温度异常升高、燃烧中止。不稳定燃烧可能造成发动机部件破坏，甚至结构爆破，不能实现预期的推力方案，使飞行器不能正常工作。固体火箭发动机的不稳定燃烧按发生机理可分为声不稳定和非声不稳定两大类。声不稳定是燃烧过程中与燃烧室内腔声学过程相互作用的结果，振荡频率与内腔的声振固有频率基本一致。非声不稳定包括“断续燃烧”（又称喘振或反常燃烧）和“L^*不稳定”，“L^*不稳定”是燃烧对压强响应的时滞与排气的时滞相互作用的结果，压强振荡属整体振型，内腔的瞬时压强处处均匀一致，频率远小于内腔的最低声振固



燃烧室压强振荡现象

有频率。非声不稳定也可以看成是声不稳定的特例。液体火箭发动机燃烧不稳定性按燃烧室压强振荡频率分为3类:(1)高频燃烧不稳定性,是燃烧过程与燃烧室声学振荡耦合的结果,一般频率在1000 Hz以上;(2)低频燃烧不稳定性,是由推进剂供应系统内的流动过程与燃烧室内的燃烧过程耦合产生的低频振荡,一般频率在200 Hz以下;(3)中频燃烧不稳定性,是由燃烧室内的燃烧过程与推进剂供应系统中某一部分流动耦合引起的振荡,通常频率介于200~1000 Hz。为了防止火箭发动机燃烧不稳定性,可根据耦合机理采取相应的措施。为抑制高频燃烧不稳定性,液体火箭发动机常采用喷注器隔板、声学吸收器或改进喷注器设计以抑制能量释放分布规律等。固体火箭发动机可以在推进剂中添加铝粉或改变药柱几何形状来有效抑制高频横向振型的声不稳定。

(撰写:刘霓生　审订:王　铮)

huojian fadongji ranshao xiaolü

火箭发动机燃烧效率　rocket engine combustion efficiency

推进剂在火箭发动机燃烧室内燃烧后,推进剂的化学能转变为有效热能的程度。固体火箭发动机燃烧效率定义为:单位质量的推进剂,由初始状态经燃烧转变为燃烧室内温度和压强下的燃烧产物,实际的显焓变化与理论计算的显焓变化之比。由于精确地测定燃烧产物的温度和组分非常困难,能够实际地评定出燃烧效率的场合很少。实践和理论分析表明,固体火箭发动机燃烧效率较高,一般在0.94~0.99之间。铝粉的加入一方面提高了推进剂的能量,另一方面由于铝的液滴未能完全燃烧而降低了燃烧效率,它是造成燃烧效率降低的主要原因。液体火箭发动机燃烧效率可定义为:在相同的混合比(氧化剂流量与燃料流量之比)下,实际温升与没有热损失的完全燃烧时的理想温升之比。实际发动机燃烧效率通常用特征速率系数η_{C^*}表示。它是燃烧室实际特征速度C^*与理论特征速度C^*_{th}的比值,即

$$\eta_{C^*}=\frac{C^*}{C^*_{th}}$$

实际特征速度C^*用下式表示

$$C^*=\frac{P_{cns}A_t}{m_{tc}}$$

式中　P_{cns}为喷管入口处燃气滞止压力;A_t为喷管喉部截面积;m_{tc}为推力室的推进剂质量流量。理论特征速度由热力计算求得

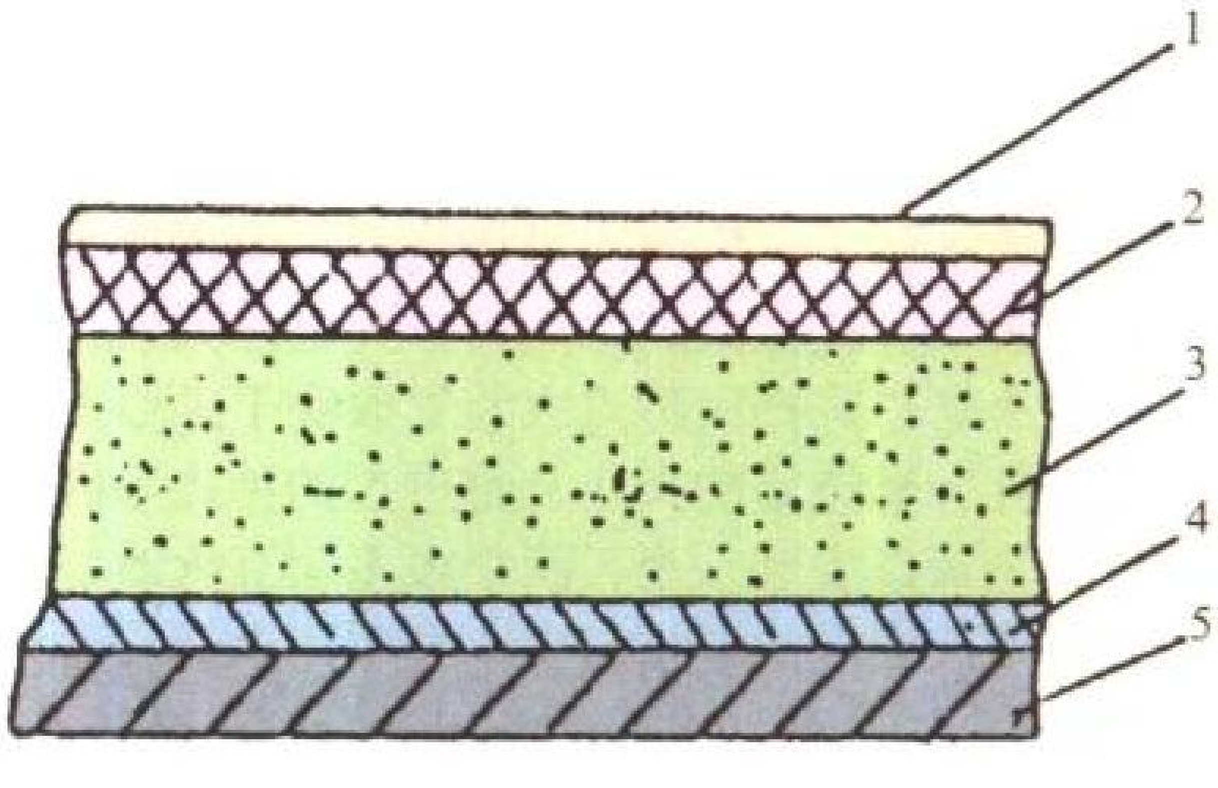
$$C^*_{th}=\frac{\sqrt{\gamma RT_c}}{\gamma\sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}}$$

式中　γ、R和T_c分别为燃气的比热比、气体常数和滞止温度。

(撰写:刘霓生　朱宁昌　审订:顾明初　王　铮)

huojian fadongji waijuere cailiao

火箭发动机外绝热材料　external insulation material of rocket engine　附着于发动机外壁,用于阻断向外壁热传递的材料。固体火箭发动机的外绝热材料主要用于防护燃气对弹体也就是第一级发动机壳体底部的加热和穿出稠密大气层时的气动加热,后者主要发生在高度不足60 km的低空,热流可达42~420 J/cm²。巡航导弹由于要在大气层中较长时间高



泡沫塑料外绝热结构示意图
1—热反射层;2—密封加固层;3—聚酯泡沫塑料绝热层;4—缓冲层;5—室壁

速飞行,更需粘加外绝热材料以进行气动热蚀防护。要求外绝热材料的密度和导热率低,有一定的延伸率和强度,有效烧蚀热高,老化性能和工艺性能良好。外绝热材料通常是一种厚浆涂料型聚合物基复合材料,用喷涂或涂抹等工艺施工。基体多为氯磺化聚乙烯、改性硅橡胶等弹性体或酚醛、环氧、聚氨酯等树脂,填料可为短切的各种纤维、芳纶浆粕、石棉粉、软木以及各种中空微球等。广义的外绝热材料还包含防潮、防静电、防盐雾、抗核效应、抗激光等功能材料。液体火箭发动机外绝热材料实际上是在内部绝热材料满足要求的条件下,针对液氢/液氧火箭发动机的深冷绝热这一具体要求而应用的材料。液氢/液氧在输送到推力室的过程中,需保证管路、泵及主阀等与外界热环境的绝热,以维持低温系统的正常工作。通常采用有机和无机两种深冷绝热材料,有机深冷绝热材料大多采用多层结构,自内至外由缓冲层、泡沫塑料绝热层、密封加固层及热反射层组成。

(撰写:卢嘉德　夏德顺　审订:马伯信　戴永耀)

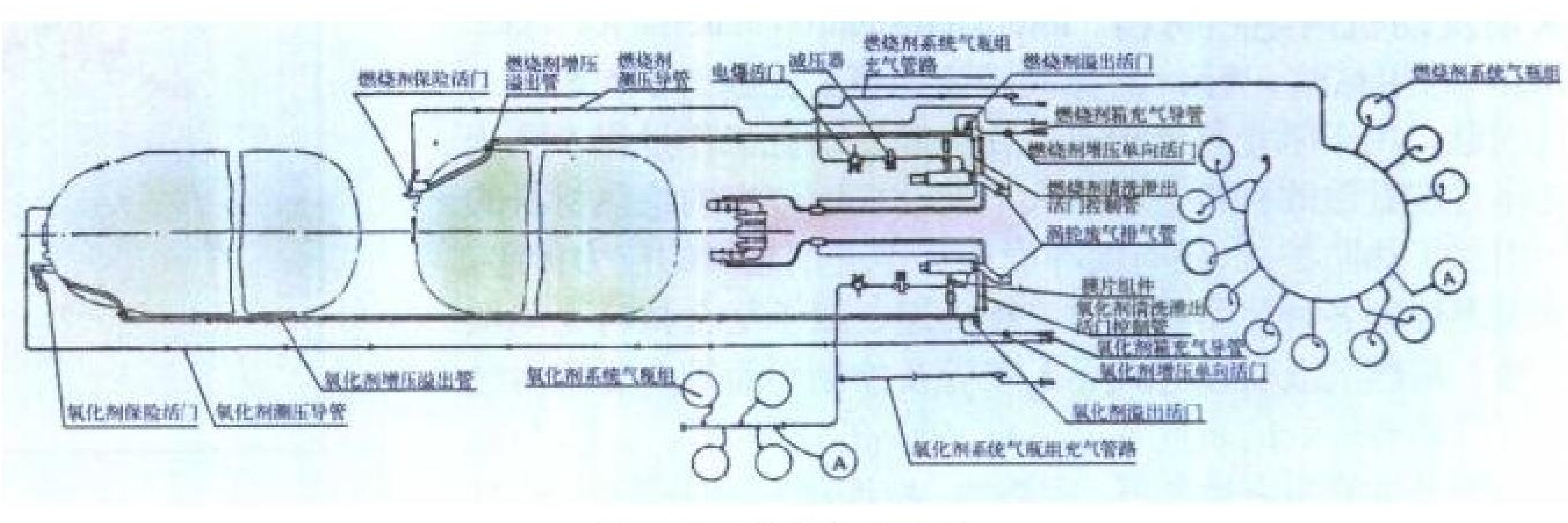
huojian fadongji zaosheng

火箭发动机噪声　rocket engine noise　火箭发动机在大气层中工作时产生的声强很大的声音。其特点是频带较宽,最大声强在低频区(航空发动机在高频区),声频与声强呈无规律的变化。这种强烈的噪声对周围的人和航天员都有伤害,还可能引起飞行器结构的疲劳破坏和仪器设备的失效。火箭发动机噪声强度以分贝(dB)表示,可达180 dB以上。产生的根源是火箭发动机的高速燃烧射流。

(撰写:王晋之　审订:谢光选)

huojian fadongji zengya xitong

火箭发动机增压系统　rocket engine pressurization system　液体火箭推进系统中为贮箱内推进剂增压并使其保持一定工作压力的装置。增压系统可分为以下几类:(1)惰性气体增压系统。它通常由高压气瓶组、减压阀、电爆阀、充气阀和管路等组件



增压系统管路示意图

组成。惰性气体也可经加温后再为贮箱增压。(2) 自生增压系统。它利用推进剂受热蒸发变成的气体,对同类推进剂贮箱进行增压,一般用于低沸点推进剂(如液氧、液氢和四氧化二氮)贮箱的增压。自生增压气体有时也可以由发动机燃气发生器引出。(3) 化学增压系统。它利用贮箱内推进剂液面处的化学反应产物为推进剂贮箱增压。　(撰写:高仲华　审订:刘小渝)

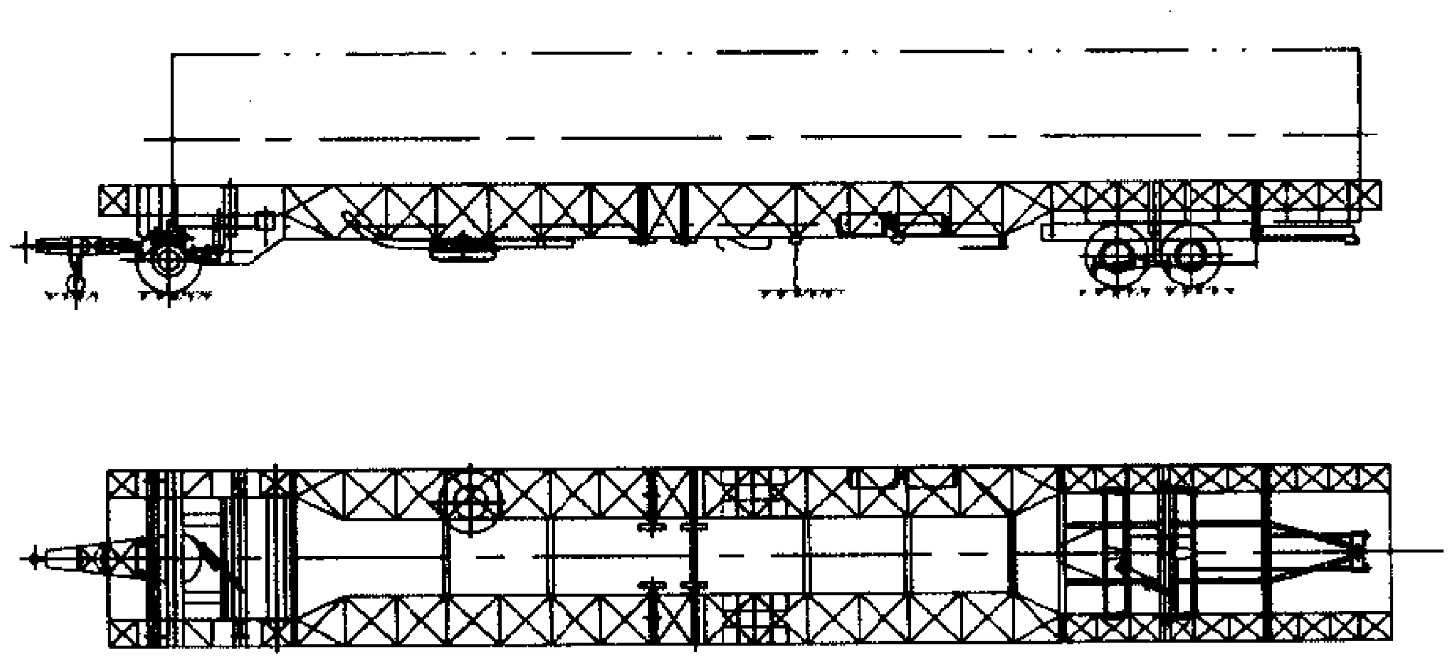
huojian feixing yuanli

火箭飞行原理　rocket flight theory　火箭飞行运动的基本规律。它以变质量力学和经典力学为基础,研究作用于火箭上的力和力矩与火箭运动参数的关系,以确定火箭的最佳总体参数和最佳控制过程。火箭向前飞行是反作用运动的结果,在飞行过程中,火箭受到引力、空气动力、火箭发动机推力和控制力等的作用。火箭发动机工作时,不断向后喷射物质,产生作用于火箭上的反作用力(称为推力),推动火箭向前飞行。火箭的飞行过程一般可以分为3个阶段。火箭与发射装置(如发射筒或滑轨等)发生力学联系的飞行段称为筒内段或滑轨段,从离开筒口或离轨(滑轨段终点)到火箭推力终止的飞行段是主动段(或助推段),主动段结束后称为被动段。在各段飞行中,火箭上所受的力和力矩不同,因而其运动规律也各异。在火箭飞行过程中,发动机推力在不断地变化;随着推进剂的消耗,火箭的质量不断减少,因而火箭是典型的变质量物体。研究火箭的飞行必须以变质量力学定律为基础。火箭飞行中会受到各种偶然因素的干扰作用,包括初始扰动、风、推力变化、推力偏心(横移和偏斜)及级间分离扰动等。火箭依靠飞行控制系统保持其飞行稳定性。

(撰写:吴宏鑫　审订:魏其勇)

huojian fenji yunshuche

火箭分级运输车　rocket stage transporter　又称火箭分段运输车。将多级火箭(导弹)分解成单级箭(弹)体进行运输的车辆。它通常分为铁路运输车和公路运输车两类。前者主要包括专用可拆车厢式箭(弹)体铁路运输车、起落托架式箭(弹)体铁路运输车和超限箭(弹)体铁路运输车等,用于火箭(导弹)总装厂至发射中心技术区的箭(弹)体运输。后者包括一子级箭(弹)体公路运输车、二子级箭(弹)体公路运输车、三子级



火箭分级运输车

箭(弹)体公路运输车和助推级箭体公路运输车等,用于火箭(导弹)发射中心技术区至发射区的箭(弹)体运输。

(撰写:苏善德　审订:周载学)

huojian fenxitong

火箭分系统　subsystem of rocket　火箭上为完成同一任务的零、部件或仪器按一定关系组成的系统。火箭是由多个分系统组成的,主要包括箭体结构、推进、制导和姿态控制、有效载荷和电气等分系统。此外,不同用途的火箭还可以根据需要设置遥测、外测、安全自毁、状态检测、逃逸救生、热防护等分系统。箭体结构分系统的作用是使火箭形成一个整体,通常由箱体结构、尾段、级间段、仪器舱和有效载荷整流罩组成。推进分系统为火箭提供推力,包括发动机及相关部件。制导控制分系统的作用是保证火箭稳定飞行并按一定规律精确地飞向目标或进入预定轨道,一般由敏感(测量)装置、计算装置和执行机构组成。电源分系统在临发射前开始给火箭供电,由蓄电池、燃料电池及二次电源等组成。火箭的用途不同,有效载荷也不同。对于用作武器的火箭而言,其有效载荷是战斗部。科研用火箭的有效载荷是各种研究仪器。运载火箭的有效载荷是各种航天器。

(撰写:吴宏鑫　审订:魏其勇)

huojian gongdian xitong

火箭供电系统　rocket power supply system　对火箭用电装置提供、分配和管理电能的设备及连接电网的总称。它是将箭上供电、分配和地面管理、控制功能一体化的火箭电气系统。该系统必须具备如下功能:(1) 提供火箭飞行时所需要的各种箭载电源,即一次电源和二次电源(各类电源变换器);(2) 提供测试/发控期间使用的地面直流稳压调压电源、中频电源、等效的一次电源和伺服系统能源;(3) 按程序控制和分配电能,启动和断开用电设备;(4) 实现地面供电或箭上供电的状态转换,确保转换过程或紧急情况下系统供电不间断或断电;(5) 电源系统具有参数监测和故障示警功能。火箭供电系统一般由地面/箭上电源、地面/箭上配电器、控制/监测设备及连接电网组成。该系统多采用分级供电、箭载分系统自主工作模式。随着电子功率器件的发展和系统间电气隔离技术水平的提高,实现全箭统一供电、测控,简化组成,提高效率,已势在必行。　(撰写:郭书勤　审订:严殿启)

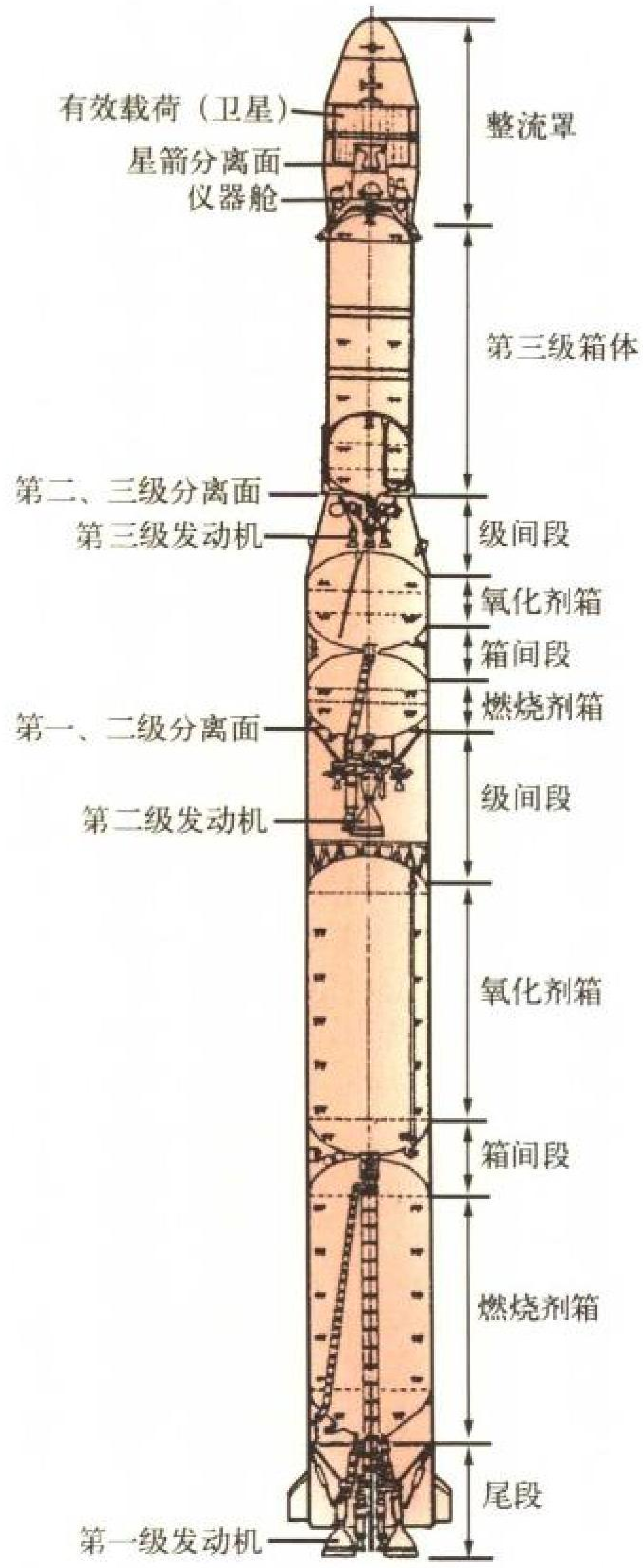
huojian penguan cailiao

火箭喷管材料　rocket nozzle material　制造火箭发动机喷管所用的材料。火箭喷管由收敛段、喉部和扩散段组成,要求材料强度高、韧性好和耐腐蚀。喷管材料的选用与喷管结构和冷却方式密切相关。绝大部分液体火箭发动机采取再生式冷却,喷管与燃烧室是一个整体,有夹层和管束式两种,采用不锈钢等材料。辐射冷却喷管延伸段使用铌合金等难熔金属材料。固体火箭发动机与液体火箭发动机不同,不能采用推进剂冷却,内部采用非冷却式耐烧蚀绝热结构,外部用钢材、钛合金及铝合金作为固定支撑结构。收敛和扩散段材料用石棉—酚醛、高硅氧—酚醛和碳布—酚醛复合材料,喉衬材料用多晶石墨、钼、钨及钨渗银、钨渗铜、热解石墨、高硅氧—酚醛和碳布—酚醛。目前固体火箭喷管已从三向增强的树脂基烧蚀防热材料发展到用多向编织碳—碳复合材料。整个喷管的收敛、扩散段和喉衬都用碳—碳复合材料制成。

(撰写:夏德顺　审订:戴永耀)

huojian sheji

火箭设计　rocket design　火箭研制过程的第一个环节。大型火箭的设计继承飞机设计的理论和方法,在现代先进科学技术和工业的基础上已发展成为一门新兴的工程技术,是航天工程的重要组成部分。火箭设计一般分为指标论证、方案设计、初步设计和技术设计4个阶段。指标论证对使用需求、技术能力、进度要求和经费预算等因素进行综合研



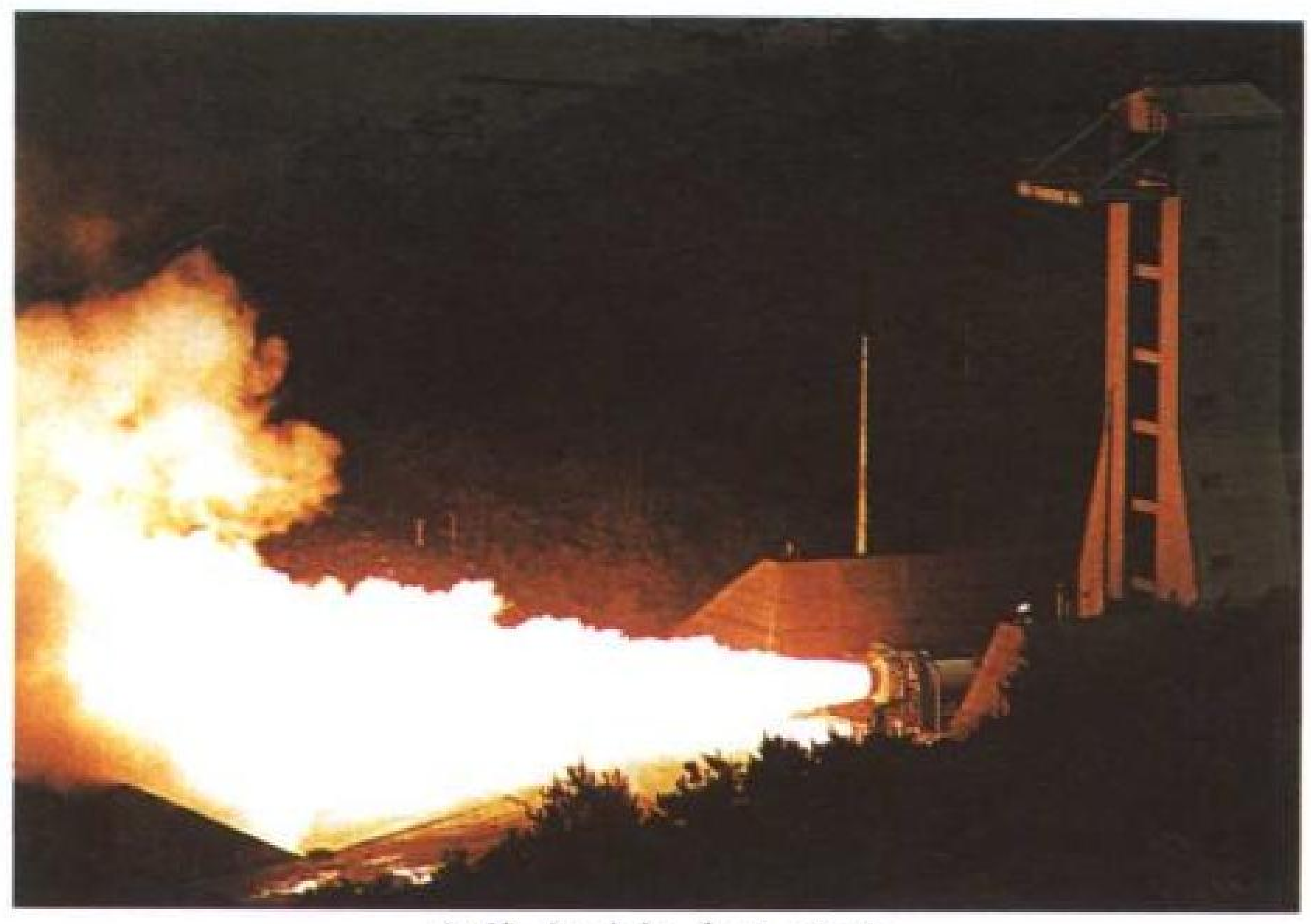
“长征”3号运载火箭的部位安排

究与平衡，制定出切合实际的指标。方案设计包括选择总体参数、确定总体方案和提出分系统初样研制任务书。在选择总体参数前必须确定推进剂和发动机类型、级数、连接方式、操纵机构型式、箭体各段结构形式、火箭外形和总体布局。初步设计是在初样产品试验的基础上进行的又一轮设计，通过更精确的计算、试验和反复协调，编制分系统技术设计任务书。技术设计是在初步设计的基础上编制用于指导产品生产、试验和验收的工程图纸和技术文件，编制地面试验的技术文件。火箭设计包括总体设计和分系统设计。总体设计协调各个分系统的设计，使其符合总体要求。分系统设计根据总体设计提出的要求和设计参数进行。在火箭研制的各个阶段，设计、生产和试验数据被反馈到总体设计中，经过几个设计阶段的反复协调、试验和更改，最终完成火箭的设计。传统上，火箭设计通常以特定任务为依据，以提高性能和降低质量为设计目标。随着火箭的广泛应用，人们日益关注火箭的低成本和高可靠性，火箭将向通用化、系列化和模块化方向发展。

（撰写：戴晓林　方心虎　吴宏斌　审订：魏其勇）

huojian shiyan

火箭试验 rocket test　为鉴定火箭性能和质量所进行的各种试验，包括地面试验和飞行试验。火箭设计、改进、验收和定型等，需以大量的试验为依据。对于某些复杂的火箭，在方案设计前，需要进行缩比模型的飞行试验，或进行部分系统的搭载飞行试验，验证其可行性。火箭试验继承了飞机试验的分段试验程序和方法，由零件、组件、分系统到全箭，由地面试验到飞行试验；也继承了飞机试验技术，如风洞实验、强度试验、环境试验、地面试车和飞行试验等技术。火箭总装完成后，要按照试验大纲规定的



火箭发动机点火试验

状态、程序、技术要求、设备、安全措施及试验结果鉴定标准和方法进行全箭试验，包括振动特性试验、地面试车、对接与协调试验、电磁兼容试验、运输试验、风载试验、飞行试验、贮存试验和环境试验等。对于作为武器使用的火箭，还要进行抽检试飞、打靶以及考核武器战备值勤能力、环境适应性和作战使用性能的试验。用于载人航天飞行的火箭，还要进行与逃逸系统和生命保障系统的协调试验。火箭试验需要多种试验设备和设施，如高马赫数和高雷诺数风洞、多点激振系统、单点随机激振系统、激光全息摄影设备、高精度测试转台、微型化高传输率遥测设备、振动试验台、大型试验室、火箭试车台和飞行试验靶场等。

（撰写：吴宏斌　审订：魏其勇）

huojian tuijinji

火箭推进剂 rocket propellant　火箭发动机携带的能源和工质，是火箭发动机的动力源。在不依赖外界空气的条件下，在火箭发动机内能源转化为工质的动能，经喷管形成高速气流排出而产生反作用推力，也可简称为产生火箭发动机推力的物质。根据能源与工质的来源与存在方式，火箭推进剂分为化学火箭推进剂和非化学火箭推进剂两类。化学火箭推进剂由氧化剂与燃烧剂组成，可以是单质也可以是混合物，在与空气隔绝的条件下通过快速的化学反应（燃烧）放出能量（热）和产生工质（气体），其工质和能源统一在一个物质体系内，要求单位质量的含能量高，在发动机工作条件下燃烧稳定，物理化学稳定性好，储存运输安全。化学火箭推进剂按物态分为液体推进剂、固体推进剂和固液混合推进剂等，是现代火箭技术中最重要的能源系统，已广泛使用于各种火箭、导弹、运载工具和航天飞行器的动力装置中。非化学推进剂的工质和能源不是通过化学反应产生的，而是用其他能源，如核能、电能、太阳能等，加速发动机自身携带的工质（Ar、NH_3、H_2、N_2、Hg 和 Cs 等蒸气），得到高速喷射气流，产生反作用推力。其工质与能源是分开的，根据能源性质分为电推进、核子推进、太阳能推进、光子推进等。电推进是用电能加速工质形成高速射流而产生推力，这种推进方式比冲高、寿命长，但推力低，适用于航天器的姿态控制、轨道修正与转移、位置保持和星际航行。核子推进是利用核能加热工质产生反作用推力，这种推进方式比冲高、寿命长，但技术复杂，只适用于长期工作的航天器，也可用于运载火箭的末级。太阳能推进是利用太阳能直接加热工质产生推力，比冲较化学推进剂高，能长期工作，尚处于研究阶段。光子推进是靠光子的定向流产生推力，在理论上具有最高的比冲和效率，

目前处于理论探索阶段。（撰写：师昌绪　李谨卫）

huojian xitong

火箭系统　rocket system　“火箭”习惯上的同义词。人们常把火箭称为火箭系统，参见火箭。

huojian youxiao zaihe

火箭有效载荷　payload on rocket　运载火箭和导弹的运载对象。运载火箭的有效载荷是航天器，如人造地球卫星、载人和无人飞船、空间站及空间探测器等。把航天器送入预定的轨道是运载火箭的任务。导弹的有效载荷就是战斗部（弹头）。将战斗部（弹头）送至预定的目标区并摧毁目标是导弹的任务。有效载荷接口必须与火箭总体协调一致。它包括机械接口和电气接口。对运载火箭而言，机械接口主要涉及有效载荷的尺寸和连接方式，用以确定运载火箭整流罩外形尺寸和星箭连接结构以及分离方式。电气接口主要供运载火箭向有效载荷提供必要的电信号以及实现两者相互间的电气连接协调。运载火箭一般不按照某一特定的运载任务设计，而是力图使其对不同的航天器和轨道具有适应性。同样，航天器一般也不按照某一运载火箭的要求设计，而是使其具有标准化和通用化的特点。因此，对于具体的航天运载任务，火箭与航天器之间的接口要进行协调。有效载荷还要能承受运载火箭工作期间产生的过载、冲击、振动、噪声、热和电磁干扰等环境。（撰写：才满瑞　审订：朱维增）

huojian zhizao

火箭制造　rocket manufacturing　按照设计图纸和技术要求制造火箭的过程。火箭制造分研制和定型生产两个阶段。箭体制造和全箭总装由火箭制造厂负责，箭上安装的发动机、制导和控制仪器设备以及各种特种装置由专业厂制造。火箭制造依次按毛坯制造、零件加工、部件组装、全箭总装和测试的顺序进行。火箭制造需要采用各种常规工艺方法和特种加工方法，包括锻造、铸造、旋压、滚弯、拉弯、爆炸成形、化学铣切、数控铣切、氩弧焊、接触焊、滚焊、钎焊和胶接工艺以及缠绕、铺层和模压等复合材料成形工艺。火箭总装



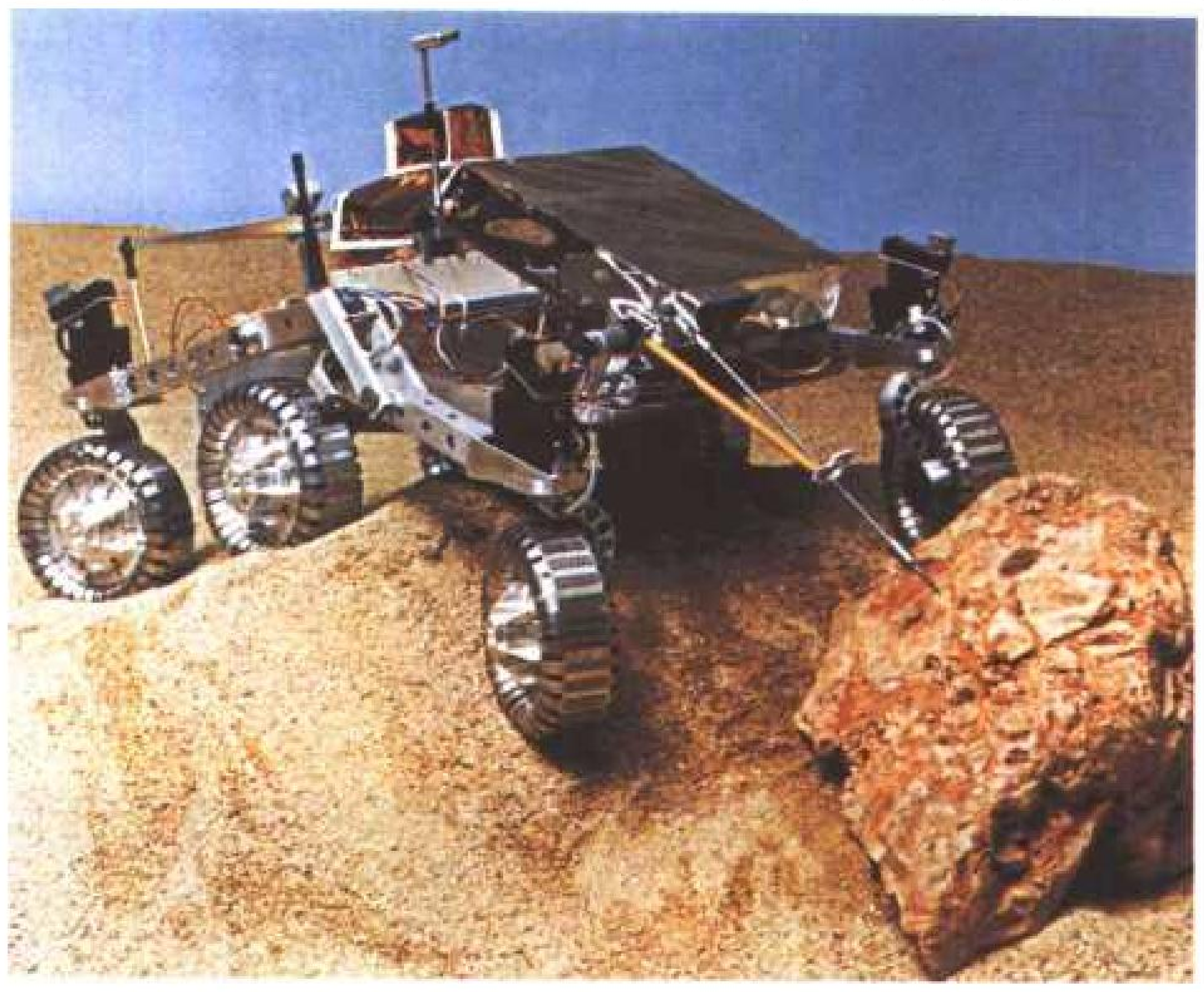
总装厂房中的运载火箭

主要依据设计技术要求，先把火箭各分系统的设备、仪器、附件及总装直属件组装成部段，再把各部段对接成为火箭。在火箭总装之前和总装过程中必须进行机械及电气检测，在总装后要进行总检查和性能测试。大型运载火箭一般以水平卧式状态按顺序进行总装和测试，也有以垂直状态总装的。

（撰写：徐乃明　李泉宝　审订：吴宏斌　魏其勇）

huoxing che

火星车　Mars roving vehicle　在火星表面行驶并研究火星表面土壤物理—力学性质和化学成分的自动行走装置。利用火星车可以进行各种科学研究：(1) 研究火星某区域的地形、地质和形态特征；(2) 确立火星土壤的化学成分和物理—力学性质；(3) 研究火星表面辐射和环境状况；(4) 沿移动轨迹获取火星表面图像信息等。第一个在火星表面登陆的火星车是由“火星探路者”携带的“索杰纳”火星漫游车。“火星探路者”1996年12月4日发射，经过7个月飞行，于1997年7月4日在火星着陆，着陆地点位于火星的阿雷斯·瓦利思岩石区域。着陆后，探测器的三面侧壁板平摊打开，“索杰纳”火星车驶到火星表面。“索杰纳”火星车的质量为10 kg，高约31 cm，



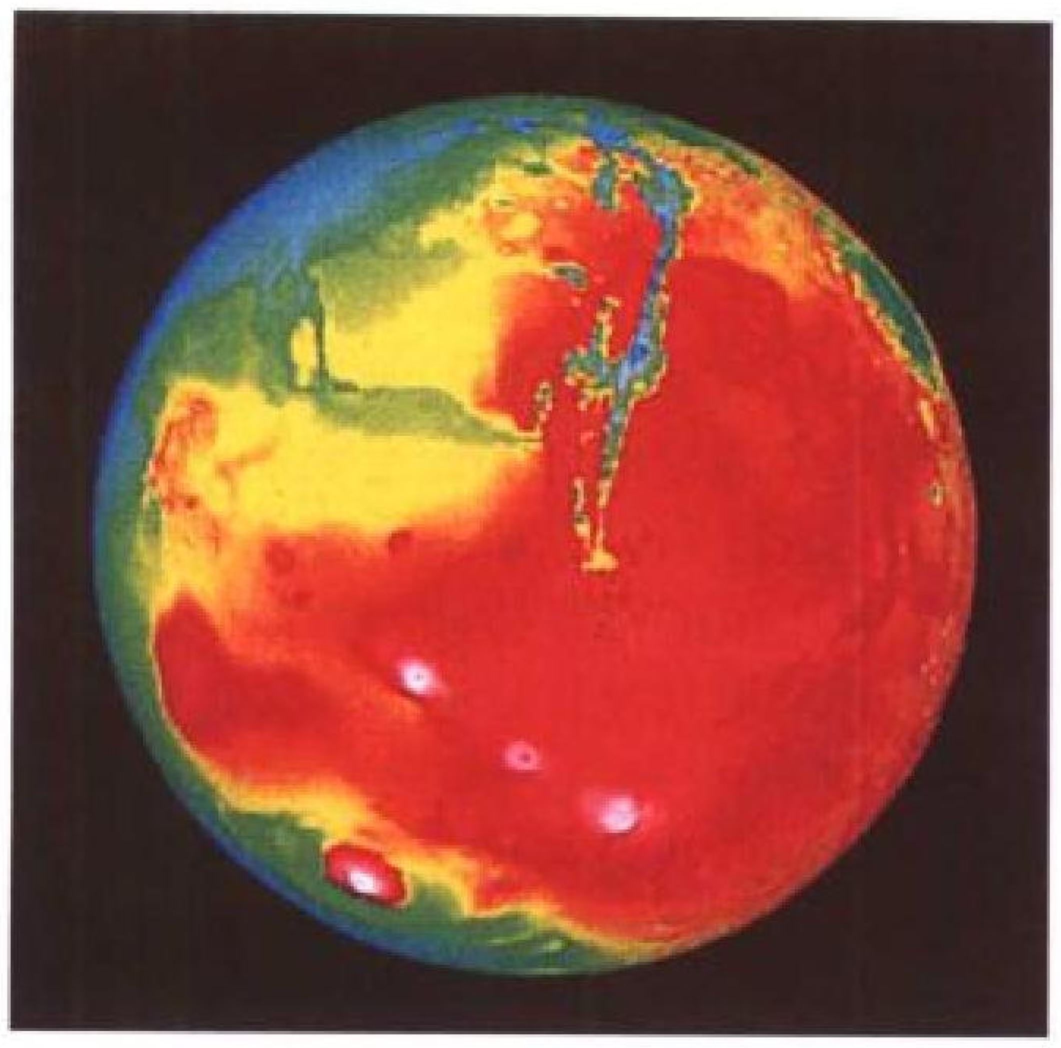
“索杰纳”火星车

6轮驱动，由高能锂电池供电。火星车采用激光制导、智能控制，安装了先进的高分辨率摄像机等微型仪器，可对火星表面岩石、灰烬和碎片的组成结构进行考察，收集火星大气、环境和地貌结构数据，以及进行火星表面图像拍摄。在地面，控制人员用一台可视化超级计算机对火星车进行管理和遥控。

（撰写：卢波　审订：朱毅麟）

huoxing tance

火星探测　Mars exploration　人类利用空间探测器对火星进行的考察。从20世纪60年代到90年代以前，前苏联和美国共有10多个探测器成功地对火星进行了考察。美国的“水手”4号、6号、7号和9号火星探测器使人们知道火星表面分布着许多的环形山、沙漠，并对火星大气成分、结构和极冠等作了探测，测绘了火星地形、地貌。前苏联的“火星”3号成为首次成功着陆火星的探测器。20世纪70年代美国的“海盗”1号和“海盗”2号是这一时期取得成果最丰富的火星探测器，它们分别于1975年8月20日和9月9日发射升空，经过近一年的飞行，其着陆舱顺利着陆火星。探测器发回了1400多幅照片以及有关火星表面特征、化学成分、有机物含量、大气化学成分和气候情况的资料。探测器发现火星表面除了有大大小小的环形山、大峡谷外，还有一些干涸的河床、似乎曾有水流侵蚀过的迹象。美国航空航天局于1996年11月和12月，发射了两个新的火星探测器——“火星全球勘测者”和



火星侧视图

“火星探路者”。1997年7月4日，历经7个月航行的“火星探路者”探测器在火星上着陆成功。随后，一辆微型火星车驶出，它从不同的角度和高度与岩石、土壤接触，测定其化学成分和特性。“火星探路者”发回了大量火星橙红色的地表景观照片，其中包括许多特写镜头和全景彩色照片。1997年9月11日，“火星全球勘测者”开始环绕火星飞行，它专门用于研究火星的大气层，并且绘制火星表面的地图。

（撰写：吴 雯　审订：李双庆）

huoxing tanceqi

火星探测器 Mars probe　专门探测火星的一类空间探测器。火星是距地球最近的行星，探测火星的目的是确认火星的土壤、大气成分、是否存在生命所需要的水，因此在火星着陆是火星探测之初就确认的探测方式。由于火星大气密度约为地球大气密度的百分之一，在火星上着陆必须配备巨大的降落伞。早期的火星探测器有前苏联的“火星号”和美国“海

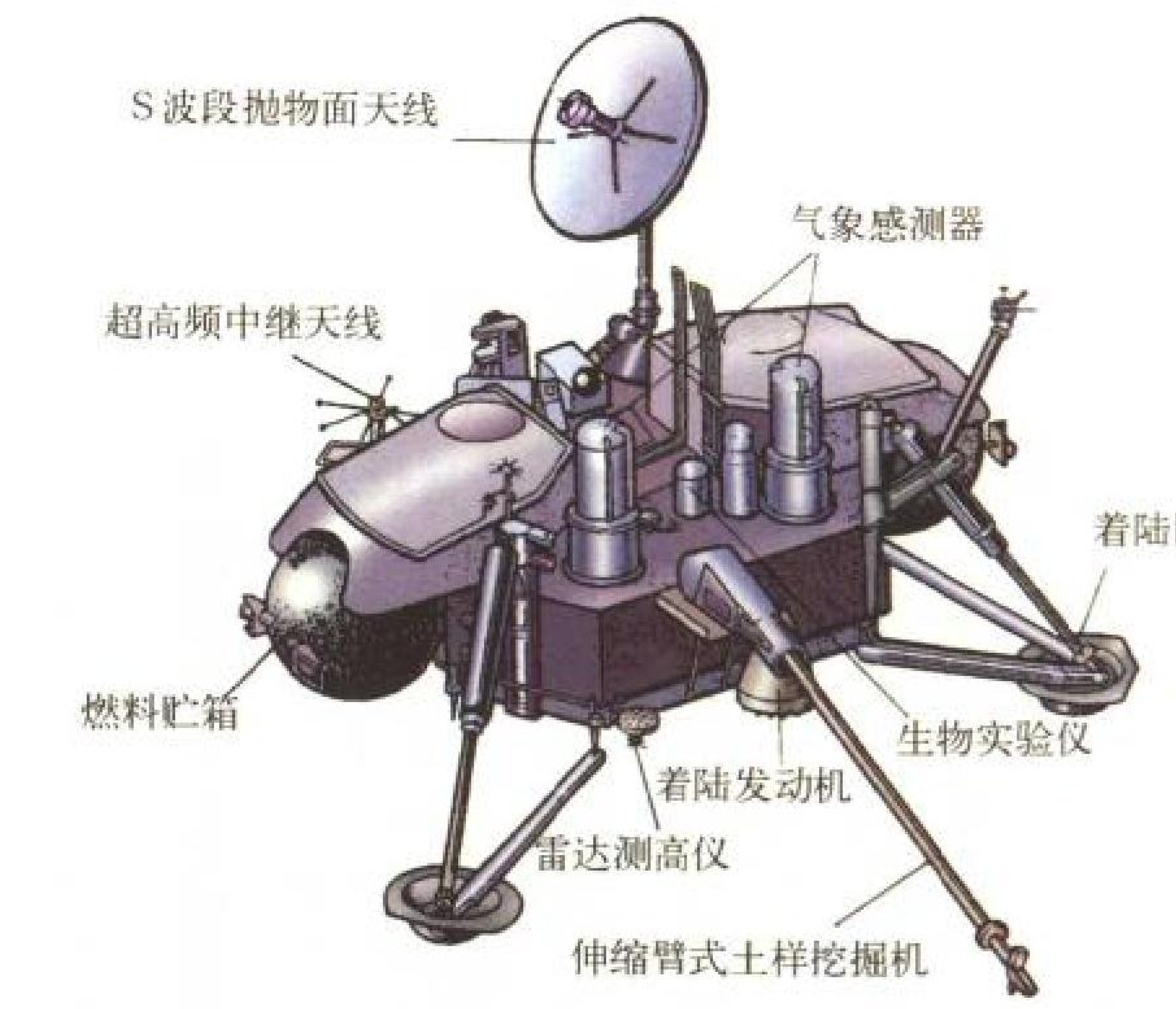


美国“火星观察者”火星探测器

盗号”探测器，均用大型降落伞实现了软着陆探测。美国在1996年发射的“火星探路者”探测器，在火星着陆后，还向火星表面释放了火星漫游车，实现对火星较大面积的探测考察，发回了壮观的火星全色全景照片，获得了土壤和岩石信息。美国还将开展称为“火星生命计划”的探测活动。日本于1998年发射了“希望号”火星探测器，未着陆，从环火星轨道上发回数据。　（撰写：王景泉　审订：张照炎）

huoxing zhuolu

火星着陆 Mars landing　火星进入器在火星表面的着陆过程。实现在火星上安全着陆的技术称火星着陆技术。火星



“海盗号”探测器着陆舱

距太阳的平均距离是地球距太阳的平均距离的1.5倍。火星表面的大气密度约为地球表面大气密度的百分之一，因此火星进入器可以用展开式气动减速装置——降落伞来实现减速，但效率太低，完全依靠这种方法很难达到安全着陆速度。为此，在进入器于火星上着陆之前还必须采取附加的减速手段，如使用着陆反推火箭发动机，才有可能达到安全着陆速度。一般情况下，火星软着陆可分为3个阶段：一是进入火星稠密大气层到下降至距火星表面5～10 km高度阶段，靠进入器自身的阻力特征进行减速；二是从距火星表面5～10 km高度到距火星表面1 km高度阶段，主要用降落伞系统实现减速；三是从距火星表面1 km以下的高度到火星表面的阶段，利用着陆火箭发动机的反推力使之进一步减速，达到安全着陆速度。1976年7月和9月美国“海盗”1号和2号进入器，以及1997年7月美国“火星探路者”进入器在火星表面软着陆都经历了这样的过程。　（撰写：陈国良　审订：李大耀）

huoyan

火焰 flame　气相可燃混合物发生急剧燃烧化学反应和发热、发光的区域。可燃液体和固体须先受热，经升华或蒸发变成气体后才燃烧并形成火焰，有些不能变成气体的固体燃料（如碳）能与氧在高温下直接化合，但不形成火焰。火焰按混合情况不同分为预混火焰和扩散火焰。预混火焰是指燃料和氧化剂进入反应区前是已混合好的，它的传播速度受化学反应动力学和流体动力学过程控制，故又可分为层流和湍流火焰。前者的传热、传质及混合过程由分子运动来完成，后者的这些过程主要由湍流涡团运动来完成。扩散火焰是指燃料和氧化剂进入反应区前是分离的，燃烧速率是受扩散过程控制的。按反应物相态不同，火焰又可分为均相火焰和异相火焰。前者的燃料和氧化剂都是同相的，后者的燃料和氧化剂是不同相的。双基推进剂及硝胺复合推进剂的燃烧火焰基本上是预混火焰。复合推进剂、高氯酸铵（AP）型改性双基推进剂和液体推进剂燃烧既有预混火焰，也有扩散火焰。燃料液滴在空气中的燃烧是扩散火焰。　（撰写：庄逢辰　审订：顾明初）

huoyan chuanbo

火焰传播 flame propagation　火焰锋向邻近的可燃气推移的过程，或火焰锋在可燃气中的相对运动。火焰沿火焰

锋表面的法线方向传播，通过气体分子或气团把热量传给相邻的未燃混合气体层并点燃它，这一层的反应放热使温度升高，又去点燃邻近的未燃混合气体层，以此类推不断地向前面的未混合气推进。这是一种化学反应和传热传质相互作用的复杂过程，不仅受可燃气的温度、压强、流速和混合比等因素的影响，而且还与燃烧室的结构、形状和大小有关。这些影响因素常有一定的极限值，超出此极限值，火焰便不能传播。例如，对于1个大气压（约100 kPa）和初温为15～20 ℃的甲烷和空气混气，火焰能够传播的甲烷体积浓度界限为5%～15%。对于一甲基肼蒸气与空气的可燃混气，火焰传播的浓度界限为2.5%～98%，可见一甲基肼的火焰传播浓度界限很宽，着火和爆炸的危险性很大。

（撰写：王树声　庄逢辰　审订：刘宽生　顾明初）

huoyan chuanbo sudu

火焰传播速度　flame propagation velocity　火焰锋面相对于可燃混气的法向运动速度。它与混合气的化学反应速度、热值、导热率、混合比、压强、温度和流速都有关。可分为层流火焰传播速度、紊流火焰传播速度和爆震火焰传播速度。层流火焰传播速度是指在层流状态下的火焰传播速度，这时火焰锋面比较规则，火焰传播速度较低，通常为每秒几十厘米。在紊流中，由于微团的扰动，传热传质速度增大，火焰锋面曲折或撕裂，表面积增大，使已燃气与新鲜混合气的接触面加大，加快了燃烧速度和热量释放。因此紊流火焰传播速度要比层流火焰传播速度大得多，一般可达2～10 m/s。爆震火焰传播速度可达1000 m/s以上，属不正常燃烧。

（撰写：王树声　刘志武　审订：刘宽生）

huoyanfeng

火焰锋　flame front　又称火焰面或火焰前沿。火焰由已燃区向未燃的可燃混气传播的分界面。在这个分界面中间的区域内传递热量、质量和发生剧烈的化学反应，并放热、发光和产生高温燃气。层流中的火焰锋厚度薄，通常约为1 mm左右，形面比较规则。在紊流中，由于气体微团的扰动，火焰锋厚度增大，形面凹凸不平或撕裂成块状。火焰锋的形状有多种，例如，在静止的燃气某处点火后产生的火焰锋大致是球形；在气流中放置一点火源，则点燃后的火焰锋将与气流方向成一夹角扩张出去。火焰锋的形状主要取决于点火源的位置、气流流动状态和混合气的性质。

（撰写：王树声等　审订：刘宽生）

huoyan wendu

火焰温度　flame temperature　火焰区的燃气温度。火焰温度分为3种，即量热计温度、理论温度和实际温度。量热计温度不计入燃烧产物在高温下的离解和向周围环境的散热，理论温度与量热计温度的差别是考虑了燃烧产物在高温下的离解吸热，实际温度是进一步考虑了向周围环境的散热。量热计温度可以根据下式计算

$$T = T_0 + \frac{H_H}{\bar{C}_{pm}}$$

式中 T_0、H_H 和 $\bar{C}_{pm}$ 分别为可燃混合物的初温、低发热值和平均定压比热。理论火焰温度和实际火焰温度都低于量热计温度。根据理论燃烧温度来计算火箭发动机推力室的理论性能；而理论燃烧温度值根据推进剂和燃烧产物之间的原子守恒方程、能量守恒方程和化学平衡方程确定。火箭发动机中的理论燃烧温度与推进剂性质、燃烧室压力和混合比等有关，大约在2000～4000 K之间。

（撰写：庄逢辰　审订：顾明初）

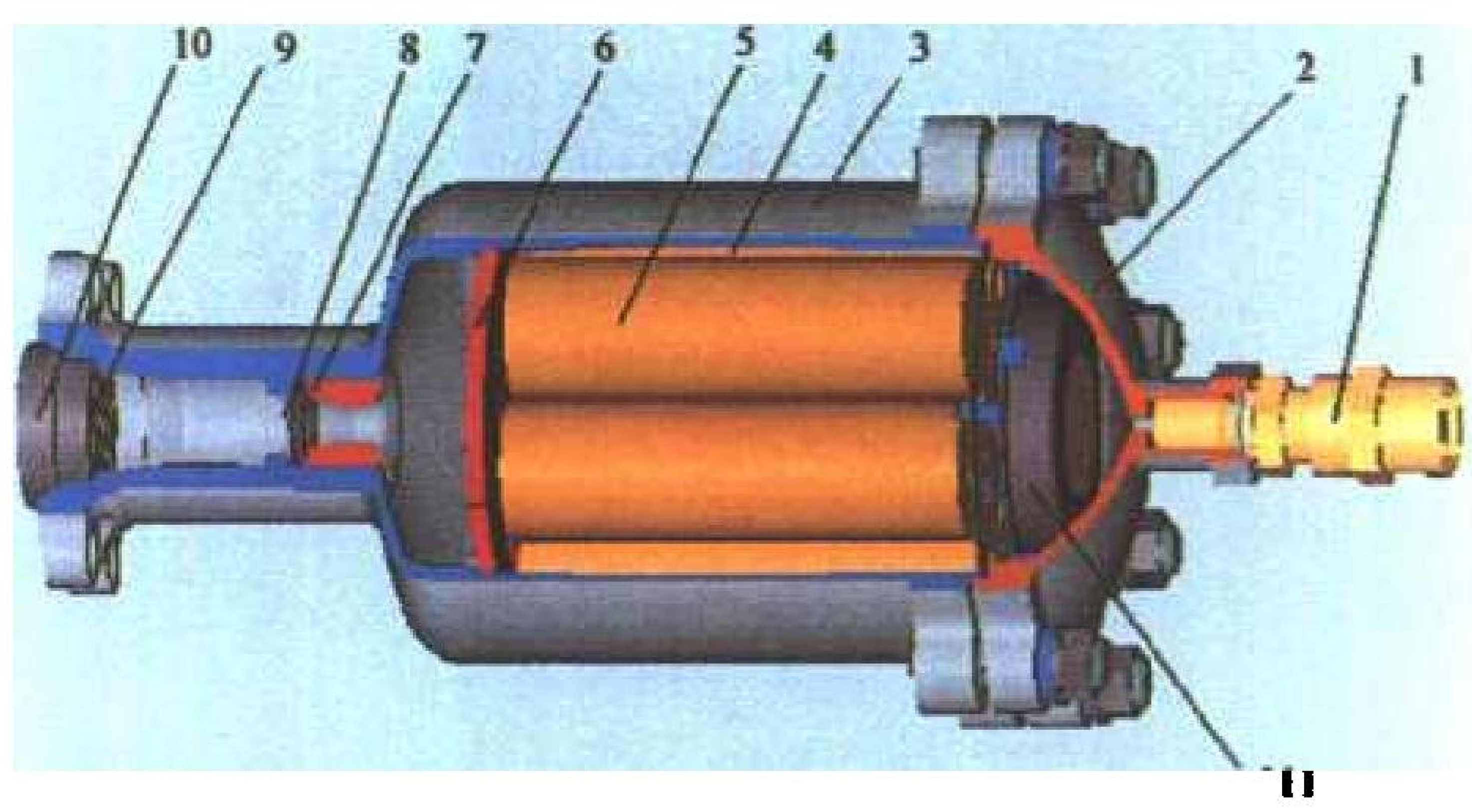
huoyan wendingxing

火焰稳定性　flame stability　在可燃气流中，火焰锋的相对位置和形状保持不变的性质。例如，在开口圆管中，层流流动的可燃气体燃烧时，当火焰锋速度 u 等于气流速度 v 时，火焰锋相对于管壁静止不动，即火焰稳定。如果 $u > v$，则火焰锋以 $(u-v)$ 的相对速度向气流上游运动，即出现回火；$u < v$ 时，火焰锋以 $-(u-v)$ 的速度向气流下游运动，直到离开管口，即被吹熄。发动机回火和吹熄均属火焰不稳定。

（撰写：王树声　审订：刘宽生）

huoyao qidongqi

火药起动器　cartridge starter　由火药柱燃烧产生的燃气驱动涡轮，使发动机起动的装置。火药起动器广泛用于发动机的一次或再次起动，是涡轮的初始动力源。它一般工作时间很短，在1 s左右。它由壳体、火药装药和点火装置（点火药及电爆管等）组成。为了安全，火药装药和点火装置等通常是在发射现场装入。再次起动用的火药起动器出口需增加隔离膜片，以隔绝发动机第一次工作期间的涡轮工质（燃气）。



二次火药起动器

1—电爆管；2—顶盖；3—壳体；4—绝热层；5—火药装药；6—挡药板；7—喷管；8—铝膜片；9—隔栅；10—膜片组件；11—点火药盒

（撰写：黄国璋　审订：刘小渝）

huozai ji zaihou qingli

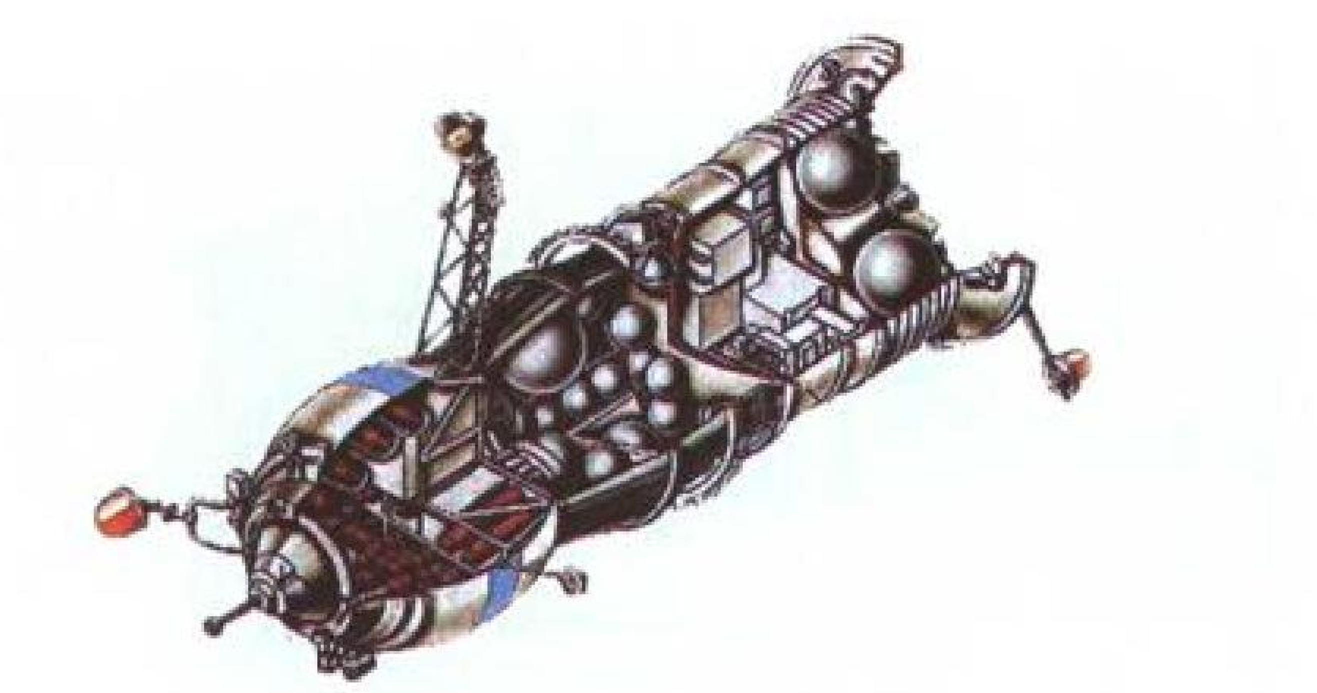
火灾及灾后清理　fire and atmosphere cleaning after firing　舱内失火及火后处理。火灾发生时，舱内会产生有毒的烟雾，这些气体对航天员会造成严重威胁和危害，航天员应立即穿戴防护装备实施灭火，此时由防护装备向航天员供氧。航天器应设置能够清理燃烧后遗留下来的有害产物的设备，主要有害产物有：二氧化碳主要来源于各种含碳材料，浓度可达到 $(1\sim10)\times10^{-2}$，会造成乘员呼吸频率增加；一氧化碳来源于各种含碳材料，浓度可达到 $(3\sim30)\times10^{-3}$，会导致血液中氧的输送能力降低；氢、碳、氮化合物来源于含氮材料，浓度可达 $(5\sim100)\times10^{-6}$，可造成乘员迅速死亡；二氧化氮浓度可达 $(1\sim1000)\times10^{-6}$，对肺部有强烈刺激，可使人致死；氯化氢浓度可达 $(1\sim1000)\times10^{-6}$；硫化氢由含硫材料分解而成，浓度可达 10^{-4}，会对乘员造成严重刺激。对上述有害气体的清除应采取综合措施，其中包括采用微粒滤器、化学滤器和催化氧化装置等。微粒滤器可收集火后产生的大粒度烟尘，重的碳氢蒸气会在滤器上凝聚，静电滤器

H

用于清除小尺寸烟尘；活性炭可清除轻质的碳氢蒸气和其他有机污染物，酸性气体由专用的吸收床加以清除；催化氧化床清除二氧化碳和水。通过上述综合措施可保证航天员在舱内的生活和工作。系统设计上应选择低压降的除烟滤器和滤毒装置并联使用，前者可处理大量的烟雾微粒，后者可滤掉有毒气体。（撰写：尚传勋　审订：范含林）

huoyun feichuan

货运飞船 cargo spacecraft　由运载火箭发射，往返于地面和空间站之间的运货航天器。它是飞行时间有限，仅能一次性使用的返回型无人航天器。有较大的货舱容积，可比载人飞船携带更多的仪器、设备、消耗性物品，从地面运往空间站，再从空间站把需要回收的实验样品等有效载荷带回地面。货运飞船具有较先进的自动控制系统，能与空间站实现自主交会对接。对接后由站上航天员搬运物资。它不像载人飞船那样可在轨道上执行有人参与的一些任务，它只属于天地往返运输系统范畴，功能比较单一。国际上真正的货运飞船只有俄罗斯“进步号”等不多的型号。



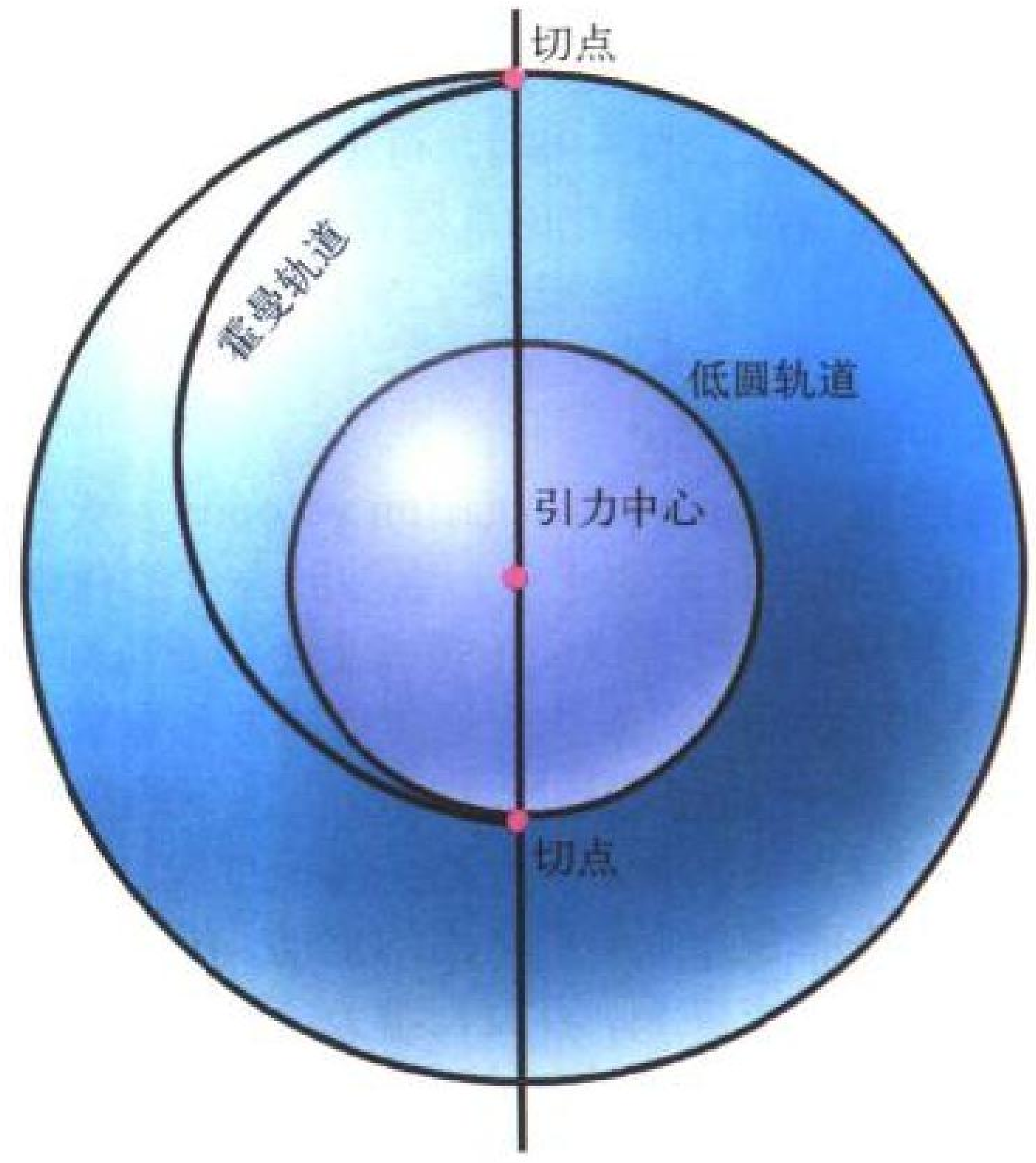
俄罗斯“进步”-M 货运飞船

（撰写：王景泉　审订：朱毅麟）

H

huoman guidao

霍曼轨道 Hohmann trajectory　与两个在同一平面内的同心圆相切的椭圆过渡轨道。霍曼在1925年首先提出了这条过渡轨道。在限定只用二次脉冲推力的情况下，这是能量最省的过渡轨道，但飞行时间和飞行路程较长。从低轨道向高轨道过渡的过程，要作两次加速；从高轨道向低轨道过渡，则要作两次减速。加速和减速都在霍曼轨道两个切点进行。加速（或减速）方向在轨道切向，两次加速（或减速）的时间间隔等于霍曼轨道周期的一半。当两个圆半径之比大于11.938765时，用三冲量的双椭圆转移轨道来代替霍曼轨道更节省能量。



霍曼轨道示意图

（撰写：余明生　审订：张云彤）



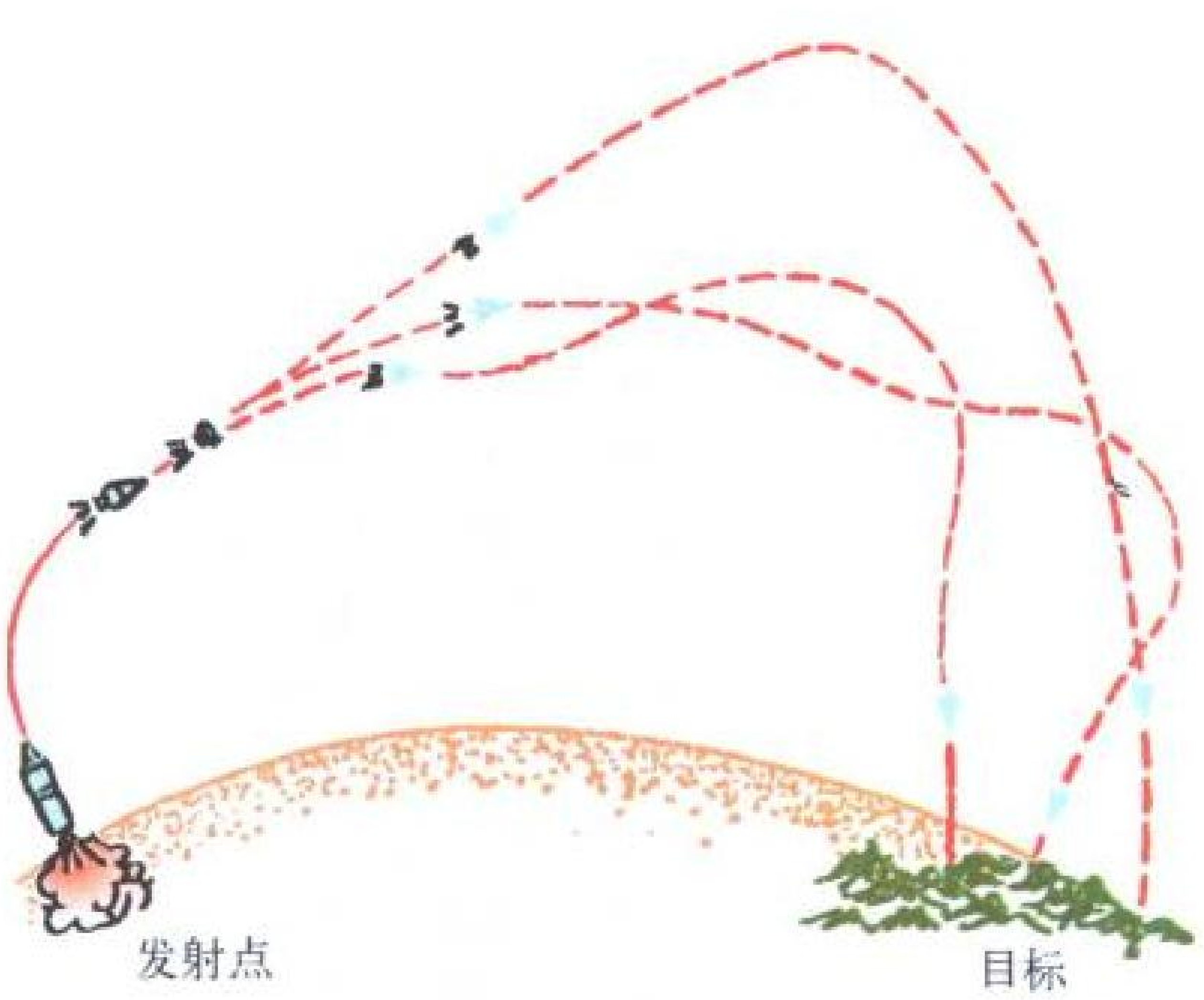
jidianshi erci dianyuan

机电式二次电源 electromechanical secondary power supply 由机电元器件组成的、可以将主电源(一次电源)电能变换为另一种形式或规格的电能的装置。二次电源可以满足不同规格的设备的用电要求。在低压直流电源系统中，有变流机、静止变流器、直流升压机和直流变换器等。它们可以将低压直流电压变换为交流电压或高压直流电压。在交流电源系统中，有变压器和变压整流器等。它们可以将一种交流电压变换为另一种交流电压或直流电压。二次电源在飞行器上得到了广泛应用。机电式二次电源采用机电元器件，效率低，体积与质量大，可靠性低，不易于维修，因而近年来已逐渐被固态二次电源所取代。

(撰写：丁道宏　严仰光　审订：赵　颖　李邦复)

jidong dantou

机动弹头 maneuverable warhead 能随机变轨飞行的弹头。机动弹头由推进系统、制导系统和先进气动外形布局的结构等组成。它既可在大气层外，又可在稠密大气层内做机动飞行；既可以在轨道平面内机动飞行，也可以在轨道平面外机动飞行，并可以进行螺旋变轨飞行。由于反导弹的拦截系统是基于预测弹道进行拦截，所以对机动飞行的弹头将失去或部分地失去快速应变拦截能力。因此机动弹头具有较强的突防能力。目前机动弹头技术的发展方向是既要改变飞行轨迹，增大突防概率，又要设法在变轨过程中使命中精度提高。



机动弹头的各种飞行弹道

(撰写：于德滨　审订：薛成位)

jidong fashe

机动发射 mobile launch 将导弹安装在飞机、舰船和车辆等活动设备上，在一定范围和区域内的任意发射点(或预设发射点)进行的发射。它是有别于固定发射的一种发射方式，不需要建造大型地下井及地面防护设施。由于固体燃料的广泛使用，在从近程到远程的各种导弹武器中，较多地采用了机动发射方式。由于活动设备能够装载导弹在空中、水下、水面和地面进行机动，所以机动发射系统可以减小被敌方侦察发现的概率，并可快速进入攻击位置，对敌方进行有效攻击；在完成攻击后，机动发射系统又可快速撤离，提高了武器系统的生存能力。飞机上的空空和空地(舰)导弹，水面舰艇和潜艇上的各种导弹以及地面公路和铁路上的战术和战略导弹等所采用的发射方式都属于机动发射。

(撰写：王兆华　审订：王瑞铨)

jidongshi daodan dimian shebei

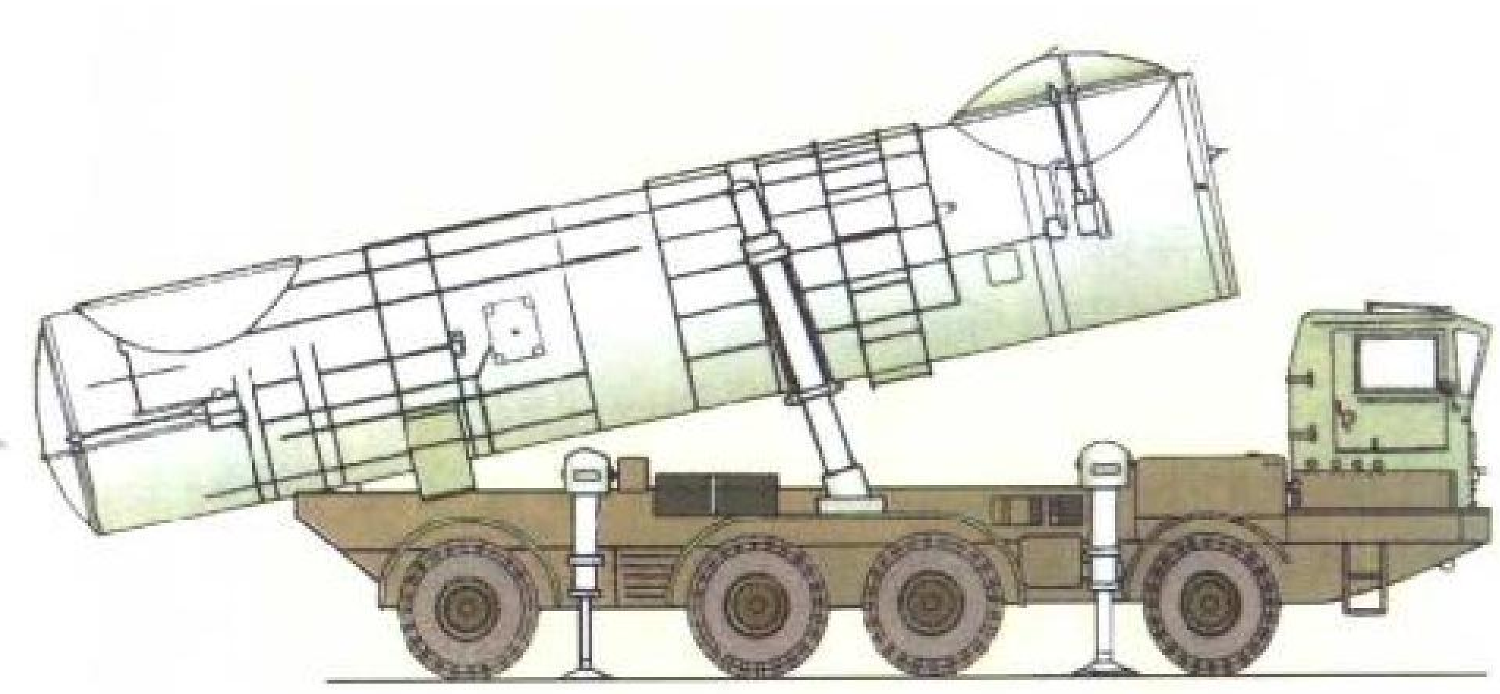
机动式导弹地面设备 mobile missile ground support equipment 泛指能在大范围内完成转移、导弹发射准备和导弹发射的各种装置与系统。对于机动式导弹武器系统，导弹在技术阵地完成发射准备后，发射装置、专用技术设备和发射点可随时按作战命令任意变动。机动式导弹地面设备可分为越野车辆式、铁路车辆式和浮动式。越野车辆式又可分为轮胎式和履带式。浮动式有内河式、海洋式。海洋式又有水面式和潜水式。不同的机动形式适合于不同的导弹和作战要求。

(撰写：陈汉君　审订：王瑞铨)

J

jidongshi daodan fashe xitong

机动式导弹发射系统 mobile missile launching system 能机动转移的导弹发射系统。是现代导弹发射系统的主要发展趋势之一。一般可分为陆基、海基、空基3大类。目前常说的机动发射系统大多指的是陆基地面机动发射系统。陆基机动发射系统有地面机动和地下机动之分。地面机动又分为越野车机动(自行或牵引式)、铁路列车机动等。地下机动有掩蔽壕式、地下通道式等，陆基地面机动发射系统目前已发展到可以在行进中或行进中随时停下来发射。海基机动发射系统是指舰载、潜载和自行水下发射器等导弹发射系统。空基机动发射系统有飞机、直升机和无人驾驶飞行器载运的导弹发射系统。此外还有航天飞机、空间站、人造地球卫星等所载的太空发射系统以及内湖船舶所载的浮动式机动导弹发射系统。在现代战争中，为了提高自身的生存能力和作战效能，世界各国都十分强调导弹武器系统机动作战能力，因此，机动式导弹发射系统的研制和发展得到了广泛的重视。

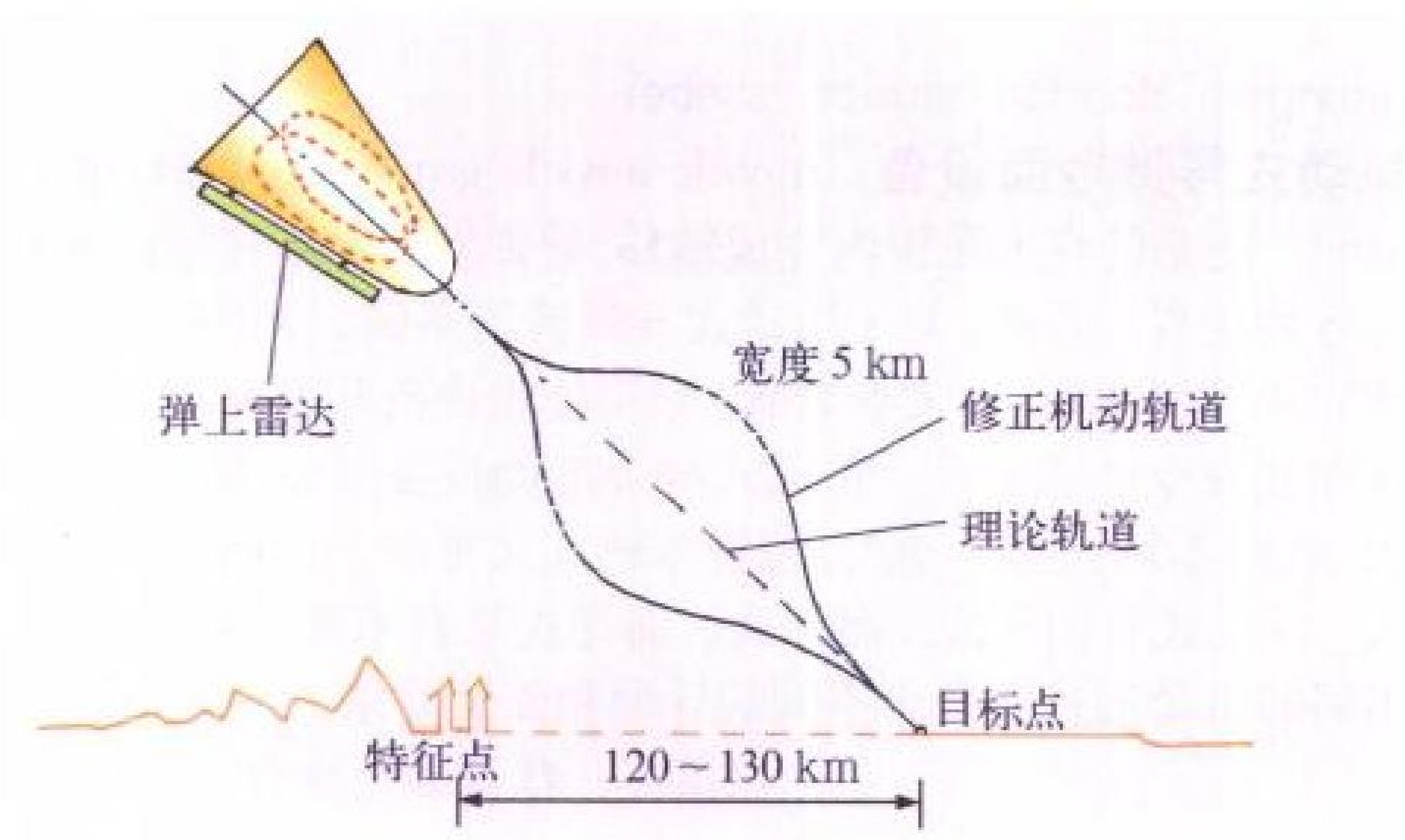


陆基机动式导弹发射系统

(撰写：吕佐臣　审订：曾智勇)

jidong zairu feixingqi

机动再入飞行器 maneuverable reentry vehicle 在大气层中有随机变轨飞行能力的再入飞行器，包括返回大气层的空间飞行器和机动弹头等。这种飞行器的最大特点是能在航向和侧向进行机动飞行。由于再入速度较高，大部分机动再入飞行器都有产生升力、侧向力和滚转力的气动外形和构件，如空气动力舵、弯头和弯尾等，其目的都是为了产生合成迎角，还可以采用内部重块移动的方法，产生配重迎角，作为机动力源。机动再入飞行器有自己的控制和三轴稳定系统。为了稳定姿态，在稀薄大气层时，多用小型发动机作为动力，在稠密大气层中则要充分利用气动力作为力源。机动再入飞行器的飞行轨迹可以是各种各样的。用于和平目的的机动再入飞行器进行机动是为了减速和落入指定区域，而军用机动再入飞行器则是为了突破反导防线和提高命中精度。



机动再入飞行器飞行轨迹示意图

（撰写：于德滨　审订：薛成位）

jixie weixiuche

机械维修车 mechanical equipment maintenance vehicle 能在技术阵地对各类导弹地面设备实施机械维修的专用机动车辆。机械维修车不但是型号产品各研制阶段外场试验中的参试设备，而且又是实施并完成型号产品售后服务的重要保障设备。机械维修车一般由客车改装。维修车不但应满足各种规定的气候环境条件，为了适应导弹库房、技术阵地、仓库和人员驻地等各种复杂路面长途运输的要求，维修车还应具有较好的越野行驶性能。维修车的车厢内除了配置维修用的相关设备、工具以及被维修产品中所需要的各种备、附件，还应有足够的乘员座卧空间。机械维修车对多种型号产品都能进行机械维修，具有一车多用的优点，目前已广泛应用于各种型号的外场试验和售后服务。

（撰写：陈忠发　审订：曾智勇）

jizai fanfushe daodan

机载反辐射导弹 airborne antiradiation missile 从军用航空器上发射，利用目标的电磁辐射对该目标进行跟踪和攻击的导弹。机载反辐射导弹是开发和应用最早的一类反辐射导弹，主要用于压制敌防空武器雷达站，保证突袭飞机安全，对空袭作战起支援保障作用。按作战方式、射程和目标特性，现有反辐射导弹可分3类：(1) 近程自卫式，主要用于压制防空武器制导雷达和炮瞄雷达，保证空袭飞机自身安全。(2) 开辟安全走廊式，用于在执行大规模空袭任务时，为空袭机队扫清障碍，开辟一条空中安全飞行走廊。为此，其频谱覆盖范围必须很宽，以保证对走廊内各种构成威胁的信号源能进行



挂在EA-6电子侦察机翼下的HARM反辐射导弹

有效压制和攻击。(3) 远程巡逻式，是20世纪90年代开始研制的新类别，主要用于保证战略轰炸机对纵深地区高价值目标空袭期间的安全。它要求导弹能在目标上空按预编程长期巡逻飞行或留空时间较长，兼有诱骗、威慑和重复攻击等多重能力。为提高导弹抗雷达关机、变频、跳频等对抗措施的能力，反辐射导弹正从增设记忆装置、扩大覆盖频率、增加灵敏度、提高精度、采用复合导引头、利用卫星定位等多方面改进其能力。

（撰写：毕士冠　审订：杨宝奎）

jizai hongwai tance xitong

机载红外探测系统 airborne infrared detection system 通常指安装在飞机上的红外搜索跟踪系统（IRST），参见舰载红外搜索与跟踪系统。用于为驾驶员和机载空空导弹的红外导引头提供目标（主要是敌方战机或巡航导弹）的初始方位信息。安装在三轴惯性稳定平台上的IRST系统能自动地或在驾驶员控制下精确地搜索多个空域，按实际情况选择不同方位角和俯仰角的扫描范围和搜索方式。采用一系列高级滤波技术和软件算法，处理所选空域内探测到的场景信息，把抑制背景杂波后提取出来的目标显示给飞行员。由于目标特性和空中大气环境的特点，同舰载和地基的IRST系统相比，机载系统具有如下特点：(1) 可采用中红外，甚至近红外的工作波段；(2) 扫描帧速和数据率高，一般要求与民用电视速率兼容，实时显示；(3) 作用距离远，高达几十千米。机载IRST系统与前视红外系统相互配合，分工合作，可实现对空中目标进行远距探测粗定位和近距识别和确认等功能，是现代战机必备的装备。

（撰写：陈光余　审订：孙再龙）

jizai jiguang lanjie xitong

机载激光拦截系统 airborne laser intercept system 将飞机作为发射平台，利用激光束直接毁伤目标或使之失效的武器系统。激光武器能将光束高度集中，具有极强的方向性，其摧毁目标的主要手段是用极高能量密度加热烧蚀。通过海湾战争，美国认识到对付“飞毛腿”一类导弹的重要性。1994年美国空军正式提出机载激光武器在主动段拦截战区弹道导弹概念设计的任务。在美国空军的战区导弹防御计划中，拟用机载激光器进行助推段拦截。机载激光器助推段拦截系统以改进的波音747-400F飞机作为武器平台，由安装在飞机上的氧碘化学激光器、红外搜索与跟踪系统、主动式激光成像精密跟踪系统以及光束控制与火控系统等组成。携带机载激光器的飞机设计在12 km高的空中巡航，要求能够在400～500 km的距离拦截助推段飞行中的战区弹道导弹。这一系

统的优点是：机载激光武器具有很高的机动性、拦截速度快、精度高、转移火力快、可抗电子干扰、能多次重复使用，效费比高等。缺点是：在大气层中使用受雨雾、尘烟、云层等气候条件的影响较大，随着射程增大，射到目标上的激光束能量密度也随之降低，毁伤能力将减弱。

（撰写：何立萍　审订：计世藩）

jizai lanjiedan fang'an

机载拦截弹方案　air-based interceptor concept　又称空基拦截弹方案。将拦截弹和所需的C^3I设备部署在飞机上，沿敌对国或地区边境前沿上空巡逻飞行，对其可能发射的弹道导弹实施助推段或上升段拦截的一种导弹防御系统方案。对机载拦截弹的主要要求是体积小、质量轻、速度快和精度高。机载拦截弹通常是在先进的空空导弹、高速空地反辐射导弹、乃至大气层外轻型射弹（LEAP）或"智能卵石"（BP）拦截弹之类武器的基础上，进一步加以改进和增速。作为空中武器平台，以无人驾驶飞机最为理想。但是，目前的无人驾驶飞机无论是载荷或续航等性能都达不到预期的要求。作为过渡或试行方案，F－15E之类的载人飞机也在考虑之列。目前研究机载拦截弹方案的国家主要是美国和以色列，而且两国有合作研制的动向。由于该方案实现起来难度较大，美国将它列为远期计划。以色列出于对周边环境的考虑，除"箭"－2系统以外，又提出了具有本国特点的机载拦截弹方案，目的是将针对以色列的弹道导弹击落在发射国的国土上。这样可使以色列免遭生、化武器等大规模的杀伤破坏，同时也是为了威慑邻国不敢轻易向它发射这类武器。

（撰写：谭学习　审订：王毓兰）

jizai yujing dimian shebei yitihua xitong

机载预警／地面设备一体化系统　airborne early warning/ground equipment integration system　是北约为改进欧洲地区的防空指挥控制系统而建立的空地一体化的预警、通信、指挥、控制系统。该系统的主要功能是将各防区的作战中心、指挥报知中心和报知站、北约联合防空系统的各雷达站、隶属北约预警中队的各指挥所与E－3A预警飞机相联系，向北约地面指挥系统传送信息，通过地面站将这些信息与各雷达站的信息进行综合处理，显示出空情图像，由地面指挥员通过该系统向E－3A和其他防空武器系统发送指令，从而形成空地一体化的作战体系。该系统由H5118ME计算机控制，空地间的联系主要靠联合战术信息分发系统的终端设备。

（撰写：李志青　审订：李　辉　王毓兰）

jiji fangyu

积极防御　active defense　利用有效的防御武器威慑或阻止敌人的进攻，拦截并摧毁敌人的进攻武器，使敌人的进攻武器失效的防御形式。例如：利用导弹或高炮打击来袭的飞机，用反弹道导弹拦截来袭的导弹，利用电子战设备使敌人进攻武器失效等，都属于积极防御。

（撰写：雷朝阳　审订：王毓兰）

jichu xuanba

基础选拔　astronaut basic selection　对预选出的航天员进行基本资格审定、临床医学检查和评定。基本资格审定包括：性别、年龄、身高、体重、学历、飞机飞行时间、职业、身体健康状况及对航天事业的态度等。临床医学检查包括内科（心血管系统、呼吸、消化、血液、免疫、内分泌、代谢及泌尿系统、传染病等）、外科（人体测量和外科疾患）、神经精神科（中枢和外周神经系统）、眼科（视力和视功能）、耳鼻喉、口腔科、临床实验室检查及特殊检查（动态血压、动态心电图、动态脑电图和超声检查等）。

（撰写：闫晓霞　审订：魏金河）

jichu xunlian

基础训练　astronaut basic training　对航天员进行航天基础理论教育（空间基础知识、航天工程技术知识、航天医学与生物学知识等）及航天前、中、后的体质训练。基础训练的目的是使预备航天员了解和掌握与载人航天飞行有关的基础科学技术知识，在知识、身体和心理方面具备进行各种专业技术训练的基本条件。航天基础理论教育课程有航天工程基础、医学生理学基础、航天医学基础、英语及计算机应用等；体育训练包括增强心血管功能、呼吸系统功能、运动协调性和灵活性的一般性体育锻炼项目及改善前庭功能稳定性、提高超重耐力和缺氧耐力的特殊体育训练项目。基础训练合格者方可进入专业技术及操作技能训练。

（撰写：闫晓霞　审订：魏金河）

jiyu fangzhen de caiban

基于仿真的采办　simulation based acquisition (SBA)　将建模与仿真技术协同、集成化地应用于武器系统采办各部门、各个采办项目及项目采办的全过程（包括武器需求分析和定义、概念设计、详细设计、生产制造、测试评估、使用、维护训练直至销毁）的一种新型采办模式。SBA强调虚拟环境下武器采办全寿命周期的虚拟化，又称虚拟采办。SBA由美国国防部1997年提出，其目的是使武器系统的采办"更好、更快、更省"，以切实减少整个采办过程的时间、资源和风险，减少全寿命周期的成本，增加装备系统的质量、军事价值和可保障性，支持产品、过程开发一体化。SBA的体系由系统运行、系统组成和技术标准3个部分构成。其中，运行体系描述有关采办的组织结构、相关活动、职能部门、过程、信息源等；系统组成包括协同环境、分布式产品描述、美国国防部／工业资源数据库和数据交换格式4个关键要素；技术标准体系包括运行体系和系统组成体系实现中必须遵循的标准、规则和约定。SBA的核心思想是采用建模与仿真技术实现武器全寿命周期各阶段活动的协同工作，是对传统采办在文化、过程和支撑环境上的变革与创新，包括：采用集成化产品开发团队的组织形式，强调相关人员的早期、持续参与；采用并行集成化产品过程开发模式；强调资源共享和可重用性；强调协作，重视管理；基于网络的分布式虚拟协同支撑环境。SBA正在军民领域内积极推行。

（撰写：柴旭东　审订：李伯虎）

jiguang erjiguan zhenlie

激光二级管阵列　laser diode array　由多个激光二级管组成的阵列式大功率激光器。对于工程应用的半导体激光器（激光二极管），单一管芯的发射功率是远远不够的，为了得到较大的输出功率，可以把许多单个半导体激光器组合在一起。通常的组合方法是线阵或矩阵，即在同一片已做好的P－N结片子上，采用光刻蚀的方法分成许多单个器件，或把单个激光二级管管芯在同一基片上排列成一定形状，然后把它们并联或串联起来，封装后即成为阵列式大功率激光器。大功率半

导体激光器应用广泛，准连续器件是高效率的钇铝石榴石激光器的泵浦光源；脉冲器件是激光引信、激光高度表、导弹上地形匹配激光雷达的优选光源。随着研制水平的提高和功率的增大，发展前景极为广阔。

（撰写：孙宝举　审订：孙再龙）

jiguang fashe xitong

激光发射系统　laser emission system　在激光雷达等仪器设备中，用以形成具有某种特定信息特征的激光束并满足辐射场形式要求的激光系统。它主要包括激光器、调制与调谐和发射光学系统。激光器包括泵浦源、光学谐振腔、激光介质等。常用激光器有固体激光器（如钇铝石榴石激光器）、气体激光器（如CO_2激光器）和半导体激光器等。调制调谐的功能是加载信息，形成具有一定频率、脉宽和编码（亦可不编码）功能的特征量，从而控制激光器形成所需发射信号。发射光学系统的功能是光束整形并形成所需的发射视场。激光发射系统是激光雷达、激光半主动制导、驾波束制导、激光高度表和激光引信等系统的重要组成部分。　（撰写：孙宝举　审订：孙再龙）

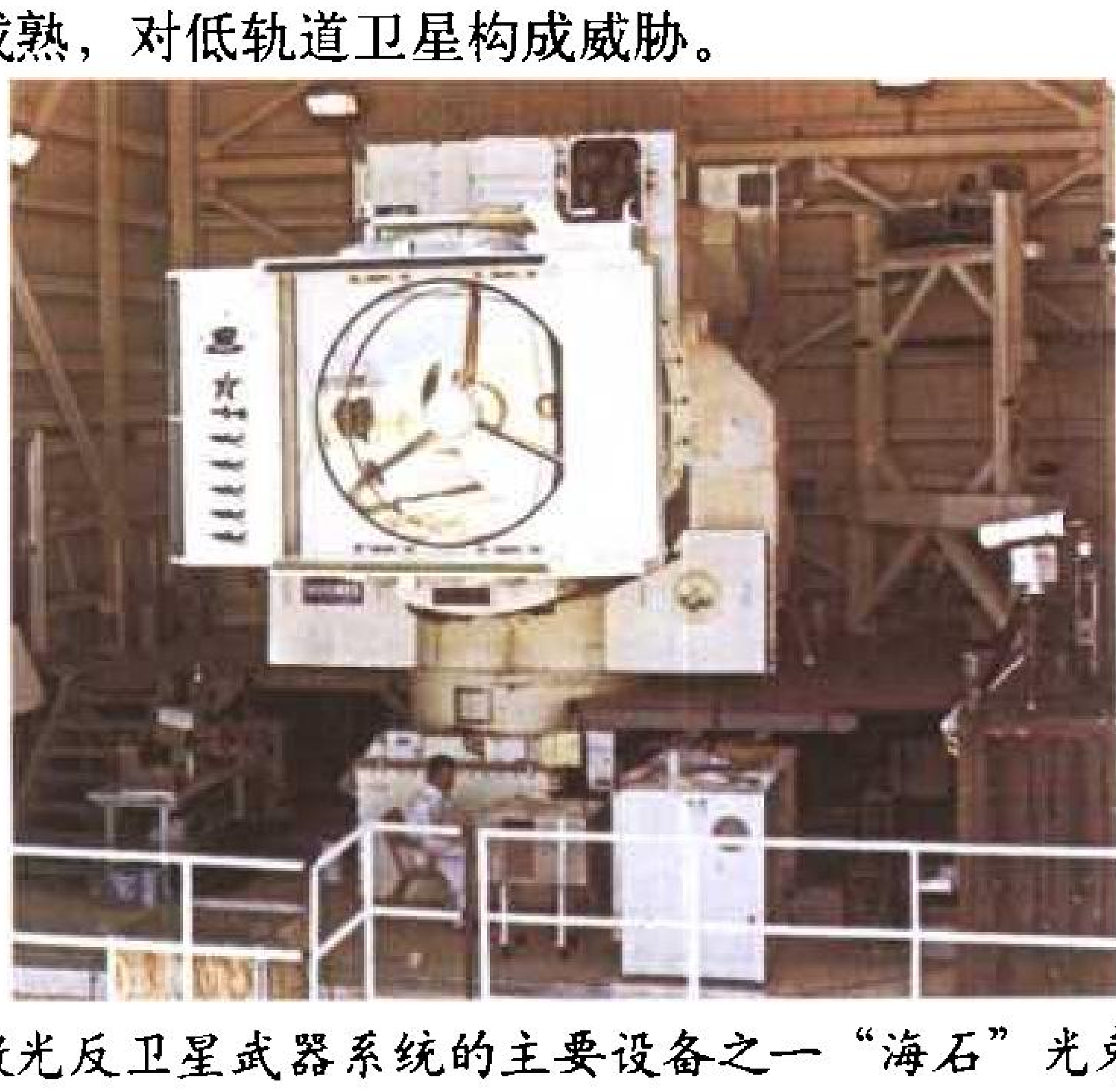
jiguang fandao wuqi

激光反导武器　laser weapon for anti-missile defense　利用小立体角聚束激光能量，摧毁飞行中导弹的武器。激光武器最显著的特点就是以光速攻击目标，不需要像一般武器那样要经过起动、加速、拦截目标的过程，与一般目标的遭遇几乎是在瞬间完成。利用这一特点可以拦截高速飞行中的导弹。激光反导武器多为高能激光武器。激光反导武器是个总称，它包括战术反导激光武器、机载反导激光武器、天基反导激光武器、舰载反导激光武器等。

（撰写：计世藩　审订：徐品高）

jiguang fanweixing wuqi

激光反卫星武器　anti-satellite laser weapon　利用小立体角高能激光束攻击卫星的武器。它可通过干扰、破坏星载光电仪器设备或摧毁卫星平台，或者毁伤战略防御系统中的天基武器站或激光作战镜等，为己方的战略导弹打开攻击通道。由于卫星相对于地面的运动速度不是很高，光电仪器设备的破坏阈值又较低，因而研制激光反卫星武器比激光反导武器技术难度低。国外研制中的激光器有氧碘和氟化氘／氟化氢激光器、化学激光器及自由电子激光器等，并有陆基、舰载、机载和天基等多种部署方式。其中陆基激光反卫星武器技术趋于成熟，对低轨道卫星构成威胁。



美国激光反卫星武器系统的主要设备之一“海石”光束定向器

（撰写：何立萍　审订：王毓兰）

jiguang gaoduji

激光高度计　laser altimeter　利用激光测量卫星距地面的高度的仪器。激光高度计的作用在于能精确测定卫星到地面的实际距离，借此，一方面精化卫星轨道，提高摄站位置精度；另一方面修正摄影相机在轨时焦距的变化，提高相机的内部精度，从而提高卫星摄影定位和测图能力。激光高度计由发射、接收、控制、数据处理、记录等部分组成。它在摄影测量卫星上与测地相机、恒星摄影相机、时钟等一起构成完整的摄影测量卫星有效载荷分系统。发射装置包括激光器、发射电路和发射望远镜。它能产生激光束经发射望远镜向星下点发射。现在的激光器多采用掺钕钇铝石榴石晶体。接收装置包括接收望远镜、光电检测器和接收电路。测量时激光束射向星下点，经反射回到接收望远镜，根据回波脉冲的时间测量卫星与地面的高度。采用激光高度计主要解决以下几方面问题：(1) 测定轨道点的高度。在利用高度计测定轨道点相对水面或已知高程陆地点的高度时误差为± 2 m。(2) 确定反射点的平面坐标和高程。利用高度计进行航天水准测量，在长达7000 km的水准带中，综合使用地相机、星相机和激光高度计测定反射点的高度，误差为± 5 m。(3) 把激光反射点作为高程控制点用于空中三角测量，提高加密的坐标精度。

（撰写：刘品雄　审订：常际军）

jiguang genzong zhuangzhi

激光跟踪装置　laser tracking device　利用目标反射的激光能量测量目标位置信息，并使接收光轴自动跟踪目标的装置。激光跟踪装置主要包括激光接收光学系统、四象限光电探测器、信号处理器、控制电路、伺服系统等。四象限光电探测器接收由激光照射器照射的目标反射的激光能量，经光电转换、信息处理，由控制电路驱动伺服系统使其自动跟踪目标。当目标偏离接收光轴时即产生误差信号，系统不断修正、减小误差，使其光轴跟踪目标。激光跟踪装置主要用在激光雷达和激光制导系统中，用以完成外弹道测量、人造卫星的跟踪定位测量、飞船交会对接、制导、火控系统的跟踪，以及对各种物体的定位测量。它突出的优点是抗干扰能力强、跟踪精度高、分辨率高、超低空跟踪性能好、结构简单。其缺点是受气象条件、烟尘影响较大，用长波激光可得到很大改善，但设备较复杂；因光束窄，搜索捕获目标能力较差，它多与微波、红外等装置配合使用。

（撰写：曾群明　审订：吴佩伦）

jiguang jieshou xitong

激光接收系统　laser reception system　在激光雷达等系统中，用以接收激光信息并进行光电转换和放大的系统。它主要由接收光学系统、光电探测器、放大器（前置放大器、主放大器）等组成。在接收体制上可分为相干接收和直接（非相干）接收。前者接收灵敏度高，但系统复杂。目前采用最多的还是直接探测系统。光电转换器主要功能是将光信号转换成电信号。放大器主要用于完成微弱信号的放大。光学系统要尽可能多地收集激光能量和信息。光学系统通常采用卡塞格伦光学系统、扫描光学系统或简单的球面、非球面透镜（或镜组）等。大型激光雷达和弹上接收机多采用卡塞格伦光学系统；测距机、激光高度表和激光引信多采用简单的球面或非球面透镜；只有成像激光雷达接收机采用复杂的扫描光学系统。

（撰写：孙宝举　审订：孙再龙）

jiguang mubiao texing

激光目标特性 laser target characteristics 目标使照射到其表面的激光束发生传输方向和空间分布改变的特性。激光目标特性与目标固有属性和传感器参数有关。目标的固有属性包括形体尺寸、表面材料和表面粗糙度等。传感器参数则包括照射频率、入射波和散射波束的几何参数等。激光目标特性主要包括：激光散射截面（LRCS）、偏振特性、激光相位特性、激光一维宽带成像、扫描成像和相干成像特性等。激光目标特性主要用于目标探测、跟踪、制导和目标识别，在遥感、医疗和工业探测等方面也得到了广泛应用。

（撰写：向家武 审订：姚连兴）

jiguang pohuai guangxue chuanganqi wuqi

激光破坏光学传感器武器 laser anti-sensor weapon 将激光能量直接或间接照射到敌方武器装备光学系统的传感器上，使传感器输出信号减弱、消失或破坏传感器结构，严重影响敌方武器装备作战性能的武器。激光破坏光学传感器武器可以是单兵携带的激光枪、机载吊舱、车载或舰载武器。武器的基本组成包括：激光器、目标精确跟踪瞄准装置、发射光学系统。常用的激光器是掺钕 YAG 脉冲激光器，输出波长 1.06 μm，单个脉冲能量大于 0.1 J，用于破坏近红外波段使用的各种传感器（PbS、PbSe、SiPt）；将其倍频后获得输出波长为 0.53 μm 的脉冲激光，可用于破坏可见光波段的传感器。另一种激光器是脉冲 CO_2 激光器，常使其工作在 9.6 μm 的波长，用来破坏长波红外传感器（HgCdTe 等）工作，经倍频后获得 4.8 μm 的脉冲激光，用以破坏中红外波段的传感器（InSb 等）。目前正在研究新型固态激光器用以取代 CO_2 激光器。精确跟踪瞄准装置的作用是能实时对目标精确地跟踪、瞄准。发射光学系统一般跟随精确跟踪装置一起运动并将激光器输出的激光发射到目标上去。破坏传感器的原理：对各种在内光电效应基础上工作的光学传感器，通过晶格吸收、电子本征吸收、杂质吸收、自由载流子吸收等吸收光子能量，并将光子能量转化为热能，随着温度的升高可能出现传感器的饱和、蜕化、熔化、汽化和击穿等。激光破坏光学传感器武器的使用时机：一般来说必须将激光束射入对方光学系统的视场角内，而且要照射到对方光学系统的口径上才行。通常是在敌方用光学系统对我方瞄准时，使用配置在保卫目标附近的激光破坏传感器武器才能发挥其作用。因此这种武器通常是用于对点目标进行保卫的防御性武器。 （撰写：计世藩 审订：徐品高）

jiguangqi

激光器 laser 利用受激辐射原理，使光在某些受激的物质中放大、振荡和发射的器件。激光器通常由3部分组成：激光工作物质、谐振腔和泵浦源。工作物质提供产生激光的激活介质，谐振腔使激活介质的受激辐射形成振荡、放大并向外发射激光，泵浦源为产生激光提供能量。激光工作物质中的粒子吸收来自泵浦源的能量，便从能量最低的基态跃迁到能量高的激发态。粒子在高能态上很不稳定，要回到基态，在回基态的过程中，先到达能量较高的亚稳态。由于粒子在亚稳态的寿命较长，就能使处于亚稳态的粒子数比处于基态的还多，这称为粒子数反转，此时如受到波长相当于两状态能量差的光子的激发，处于亚稳态的粒子就跃落到基态，并释放出与入射光的相位、频率、方向相一致的光辐射。新产生的光子又激发其他粒子回到基态，这就是受激辐射的光放大。谐振腔使这种光放大作用沿其轴向往复反射，不断加强，形成持续振荡，从而产生激光。激光器作为一种新型光源，具有方向性强、单色性好、亮度高和相干性好等特点，从根本上突破了以往光源的种种局限，使激光技术具有广阔的应用前景。

（撰写：梁棠文 审订：谭学习）

jiguang tuoluoyi

激光陀螺仪 laser gyroscope 又称环形激光陀螺仪。一种应用激光技术测量运动体相对惯性空间转动角速度的没有自转质量的装置。它是以萨格纳克效应为基础的由环形激光谐振腔构成的测量角速度的一种惯性敏感器。参见*萨格纳克效应*。它利用环形激光器在惯性空间转动时，正反两束光随转动而产生频率差的效应来敏感角速度。它分为有源激光陀螺仪和无源激光陀螺仪两类。环形激光器是一个封闭的光学回路，其环形腔内的激光分成两束，沿顺时针和逆时针方向传播，光束的波长 λ 由振荡条件来决定，激光器的周长 L 为波长 λ 的整数倍即 $L=m\lambda$。当系统基座静止时，两束光具有相同的光程；若陀螺绕垂直于光路平面的轴转动时，两束光产生一光程差 Δl。因光速不变，实际上是光波频率发生变化，产生频差，它与基座转动角速度成正比。采用光波拍频法或光波干涉条纹法来记录光程差。环形激光器一般为三角形，也有设计成四方形的，由两个不透明镜和一个半透明镜组成，环中放置激光发生器。激光陀螺精度高，目前最高水平达到零漂值为 0.0005°/h；可测转速动态范围大，高于 10^8。它没有活动件，可靠性好，耐冲击，可承受上千个 g 的高加速度。它能快速起动，结构简单，成本低，可直接输出数字信号。激光陀螺仪主要用于捷联惯导系统。

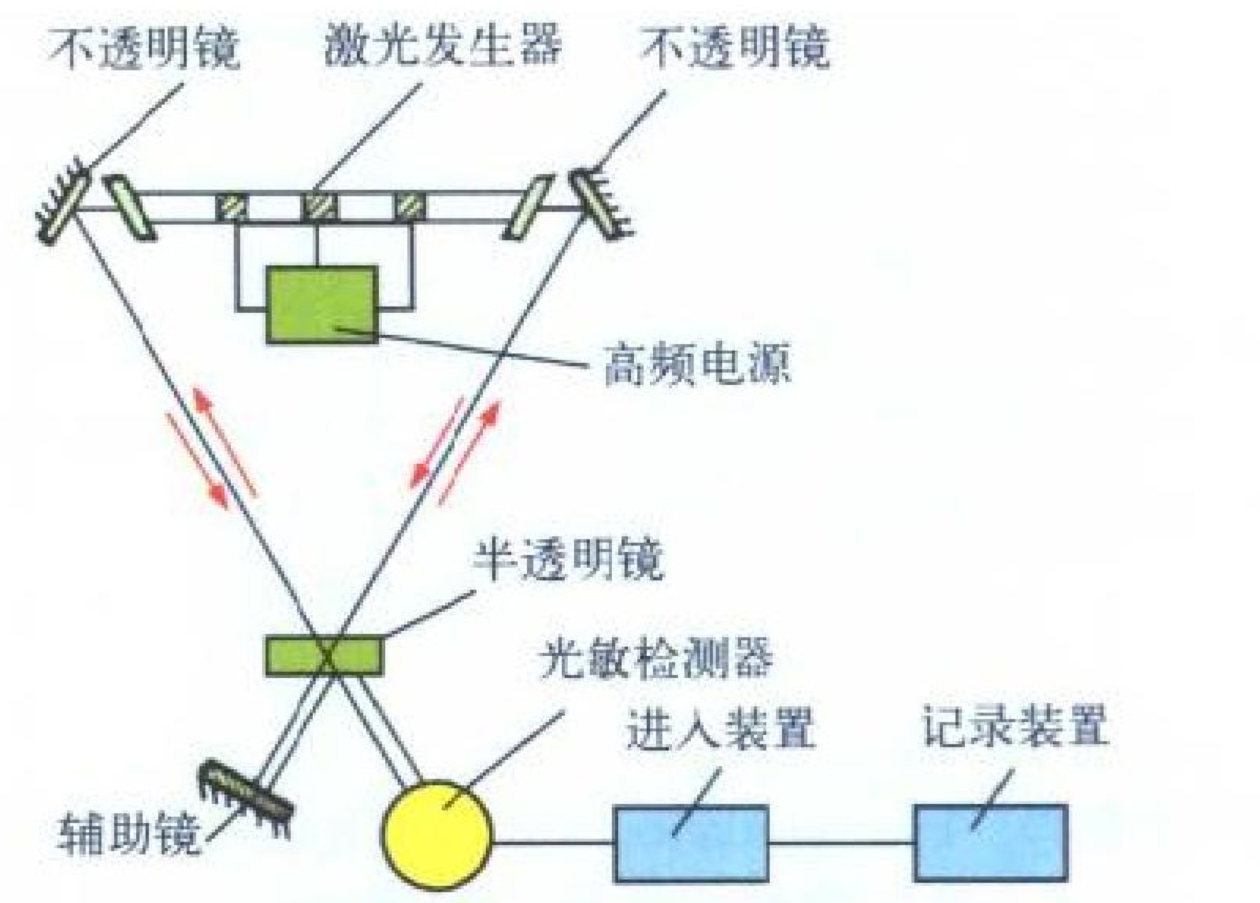


图 1 激光陀螺仪原理图

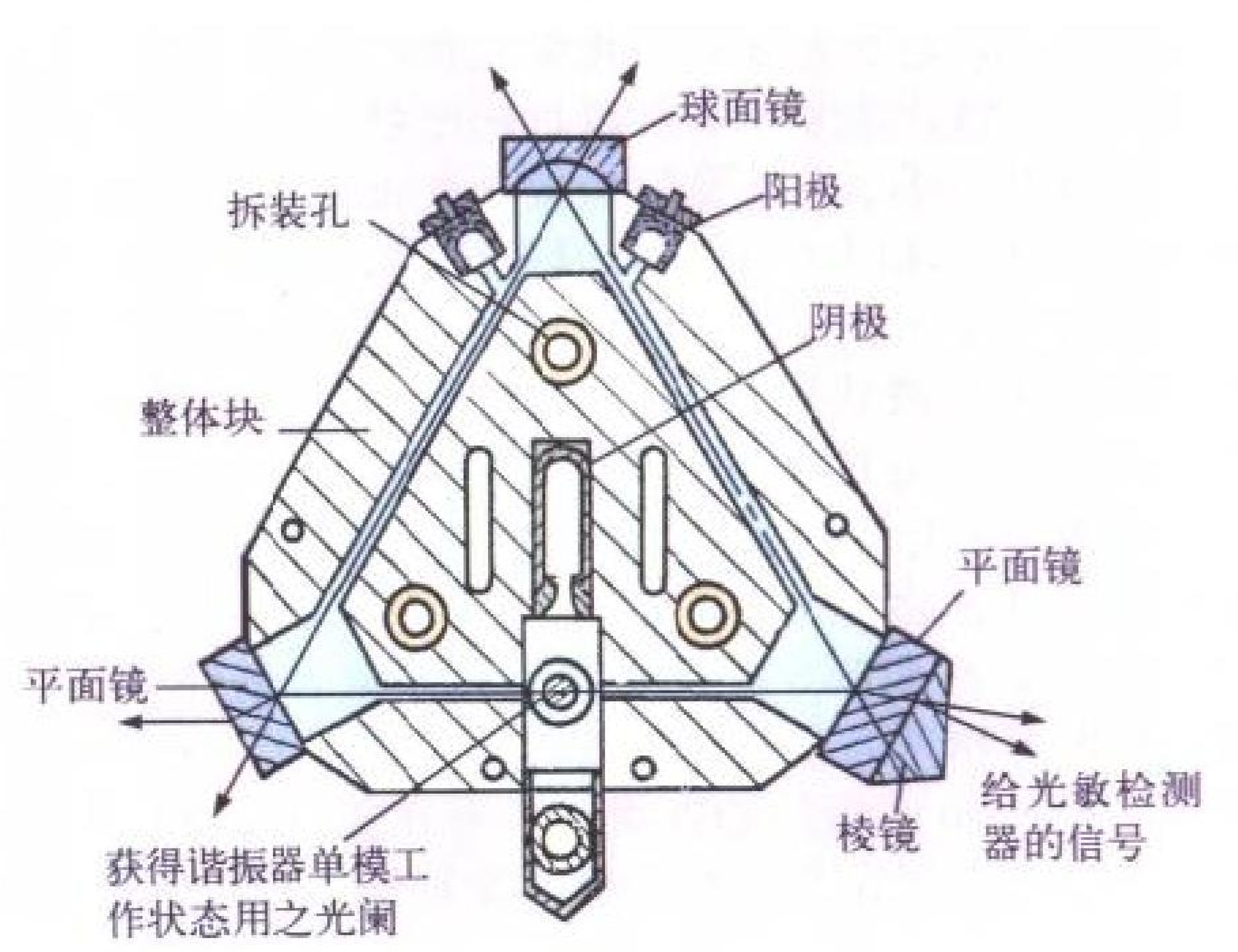


图 2 整块式环形谐振器

（撰写：高雁翎 马宝国 审订：彭飞 刘坤山）

jiguang youhuo

激光诱惑 laser allure 用以干扰、迷惑敌方激光制导武器或激光仪器设备的手段或方法。其主要诱惑方式有：施放烟雾、投放箔条、发射模拟激光束等。在光电对抗中，当激光告警系统截获敌方激光信息后，即可施放烟雾遮蔽激光的照射，以干扰迷惑敌方的激光制导系统，并迅速回避保护自己的武器装备。同样，亦可投放光箔条使敌方的照射激光全部或大部分被箔条散射，从而使敌方激光武器跟踪光箔条带，丢失原瞄准跟踪的目标。此外，还可通过施放假激光回波迷惑敌方激光制导跟踪系统，当截获敌方激光时，同时测得了激光束的波长、频率及脉冲宽度或编码特征等有关参数，并立即发射同样参数的强激光束，照射拉开一定距离（大于敌弹杀伤半径）的假目标，使敌方制导跟踪系统去跟踪此假目标，从而达到迷惑敌人，保存自己的目的。

（撰写：孙宝举　审订：孙再龙）

jiguang zhaosheqi

激光照射器 laser illuminator 又称激光目标指示器或激光照明器。是激光制导武器系统中产生激光束，并用其照射目标的装置。它通常由激光发射机、发射光学系统、瞄准望远镜、跟踪装置组成。激光照射器主要用于激光制导武器的目标指示和观察系统的照明。利用跟踪装置把激光束照射到目标上，经目标反射的部分激光能量被导弹、航空炸弹或炮弹上的激光跟踪装置接收，提取并不断修正目标位置误差信息，驱动执行机构，将导弹或弹丸导向目标，使制导精度大大提高。在激光驾束制导中，使用激光照射器照射目标，使导弹沿着激光束飞向目标。激光照射器与观察装置结合使用可大大提高被观察目标的清晰度，在军事上可用于侦察照明，还可为微光电视、远距离摄影提供照明。激光照射器的突出优点是能够精确指示目标，亮度极高，使激光制导武器具有很强的抗干扰能力和很高的命中精度。一般使用 Nd、YAG 激光或半导体激光。其缺点是受气象条件和烟尘影响较大，用长波激光可得到很大改善，但设备较复杂。

（撰写：曾群明　审订：吴佩伦）

jiguang zhidao

激光制导 laser guidance 利用激光获得制导信息或传输制导指令，使导弹按一定导引规律飞向目标的制导方法。激光制导按其工作原理不同可分为激光驾束制导和激光寻的制导。激光驾束制导是将激光接收器置于导弹上，导弹发射时，制导站激光器对着目标照射，发射后的导弹在激光波束内飞行。当导弹偏离激光波束轴线时，接收器敏感偏离的大小和方位并形成误差信号，按导引规律形成控制指令来修正导弹的飞行。激光寻的制导是利用目标散射的激光回波实现制导。它分主动和半主动两种。激光照射器和激光寻的器同时装在弹上的方式称为主动激光寻的制导；弹上只有激光寻的器，而激光照射器在弹外的方式称为半主动激光寻的制导。目前多采用半主动激光寻的制导。激光制导的优点是激光波束方向性强、波束窄，故制导精度高，抗干扰能力强，适合于攻击点目标。采用 10.6 μm 波段的长波激光，可在能见度不良的条件下使用。激光制导的缺点是激光穿透烟、雾等的能力差，如 0.8～1.8 μm 波段的激光易被云、雾、雨等吸收，透过率低，全天候使用受到限制。

（撰写：戚　科　审订：何立萍　王毓兰）

jiguang zhidao daodan

激光制导导弹 laser guided missile 用激光照射器组成制导系统的导弹。已使用的激光制导导弹有两种。一种是激光驾束制导导弹。它利用导引站的激光照射器发射的激光波束照射目标，弹上导引装置根据激光接收器给出的导引信号指令，由控制系统控制导弹沿波束中心线飞向目标。另一种是激光半主动寻的制导导弹。它用弹外的激光目标指示器向目标发射具有一定调制方式的激光，弹上激光装置接收从目标反射回来的信息，并根据这个信息，由弹上控制系统控制导弹飞向目标。激光制导方向性强，导引精度高，隐蔽性好，抗干扰性强。用它作制导系统的导弹有地空、空地、反坦克等导弹。其缺点是激光易被吸收和散射，对空间环境和气象条件的影响敏感。

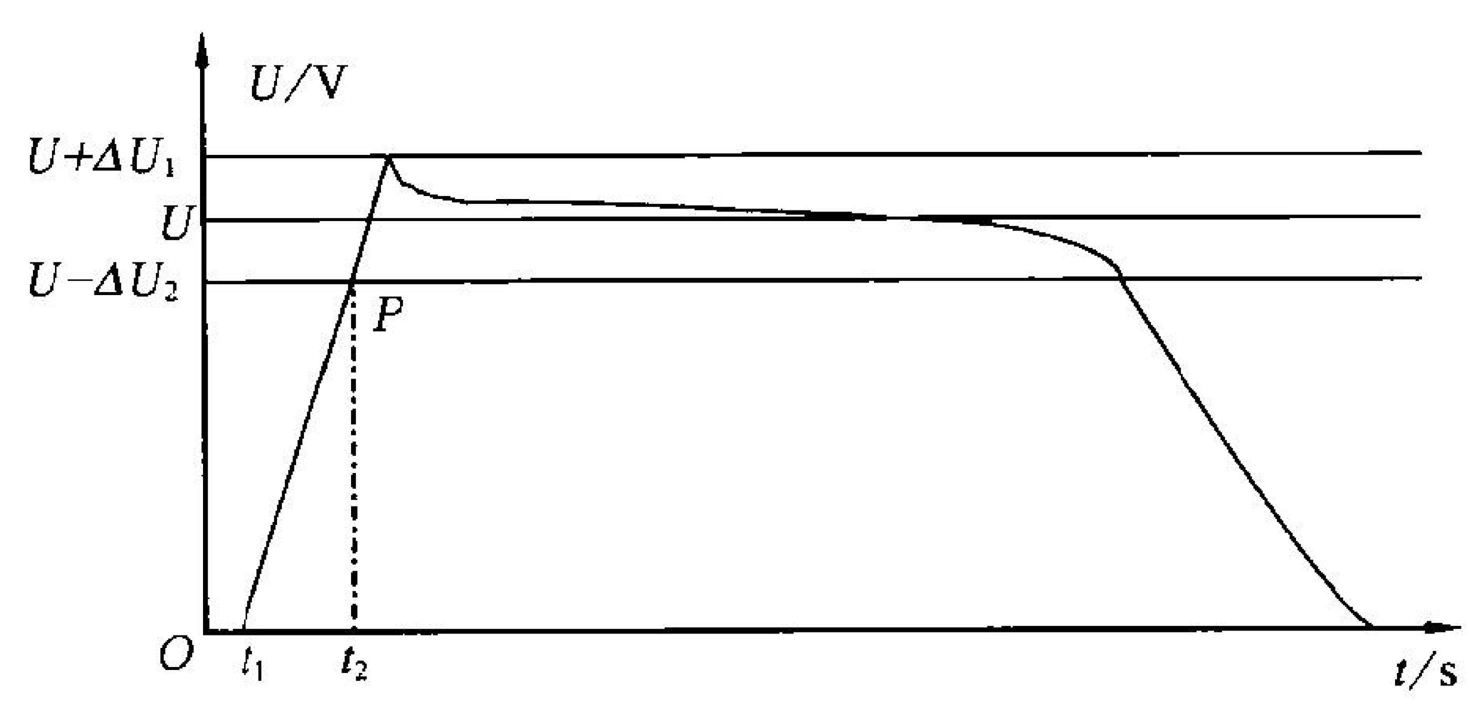


典型激光半主动制导导弹剖示图

（撰写：毕士冠　审订：杨宝奎）

jihuo shijian

激活时间 activation time 在规定条件下，从启动点燃化学加热器、加热片（或气体发生器等）为时间零点到电池组输出额定工作电压（下限）所经历的时间，见图。电池激活时间随电池体系、结构和环境条件的不同差别很大。就自动激活锌银电池而论，为战术导弹设计的电池，激活时间小于1 s；为战略导弹和航天器设计的电池，激活时间长达几分钟。



（锂系列电池）激活时间示意图

U—电池组输出额定电压；$U+\Delta U_1$—电池组输出额定电压上限；$U-\Delta U_2$—电池组输出额定电压下限；ΔU_1—电池组输出额定电压上限偏差；ΔU_2—电池组输出额定电压下限偏差；O—启动点燃化学加热器等时间零点；t_1—电池组开始建压时间；P—电池组建压曲线与输出额定电压下限（$U-\Delta U_2$）交点；t_2—激活时间（对应P点的时间）

（撰写：殷建成　审订：刘继光）

jili fangdaqi

激励放大器 drive amplifier 为中功率或大功率放大器提供所需的规定输入信号电平的放大器。在系统通道中，它一方面进一步为该通道提供规定的增益，另一方面为后面的功率放大器提供规定的输入电平，使中功率或大功率放大器能

够满足要求的输出功率和线性度。

（撰写：吴须大 审订：谢 军）

jijian fenli

级间分离 stage separation 多级火箭相邻两级之间进行的分离。其作用是分离抛掉推进剂耗尽的下面级。级间分离方式大体上可分为两种：(1) 热分离方式。上面级发动机在两级开始分离前就起动，其燃气流对下面级冲刷产生分离力，然后两级解锁分开，下面级被抛掉。级间段一般采用桁架结构或在级间段上开排焰口，并在下面级的贮箱顶上安装导流锥，将上面级发动机的燃气排出级间舱外。(2) 冷分离方式。在两级解锁后，点燃下面级辅助反推固体火箭，使下面级减速（制动），同时由上面级正推火箭或以其他方式产生的推力加速上面级，以保证推进剂沉于箱底正常流入燃烧室。在两级分离拉开一定距离时，上面级发动机才点火建立推力，控制系统开始工作。热分离方式的优点是不需要专门设置辅助火箭，使系统得到简化，可靠性高，失控时间也短；主要缺点是上面级在分离过程中受到的扰动大。冷分离方式的优点是不需要设计排焰口或桁架结构和导流锥，分离中的干扰较小；主要缺点是失控时间较长。固体火箭在地球稠密大气层中有很高的速度，因此可利用空气动力进行下面级的分离。

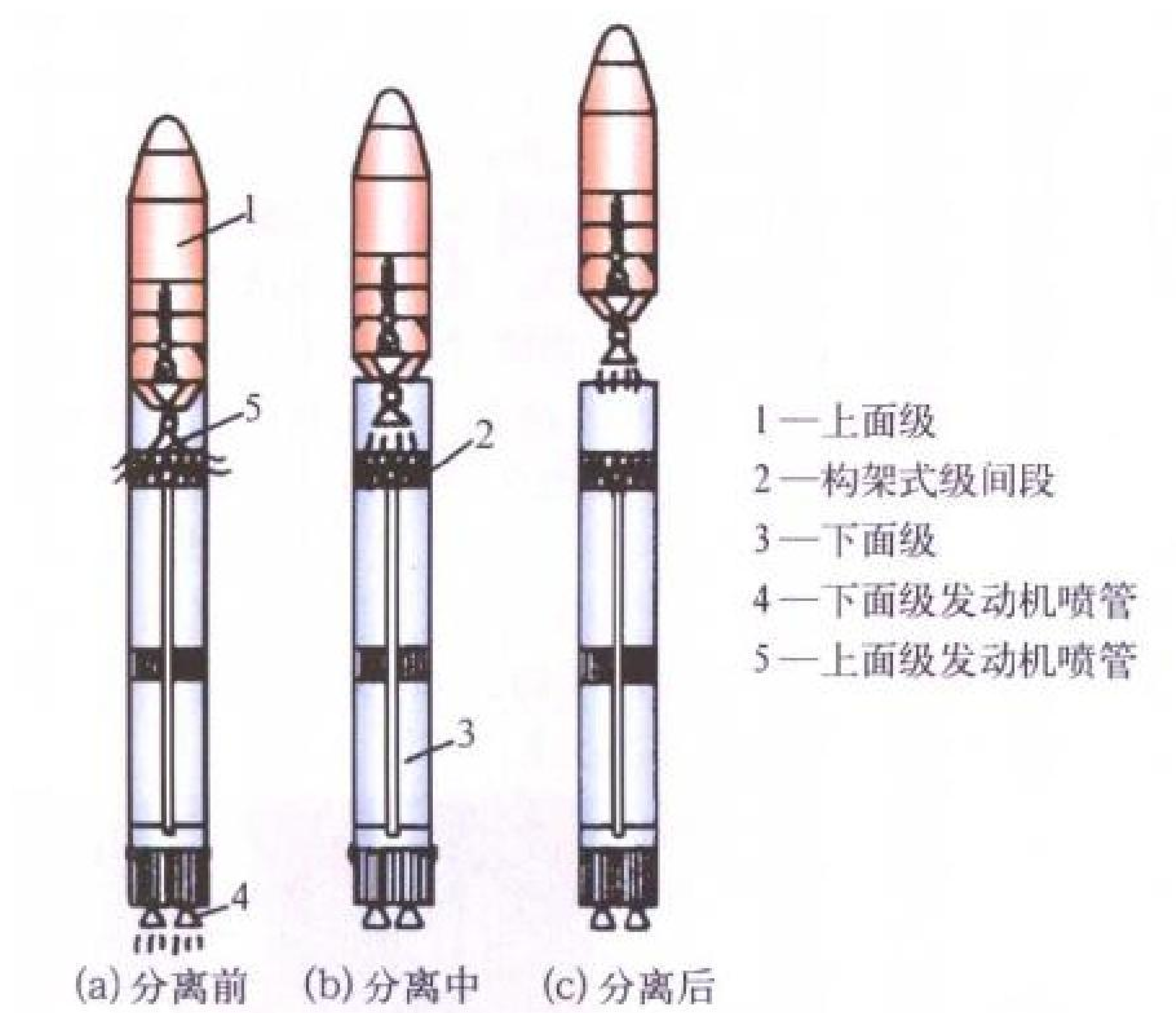


图1 级间热分离示意图

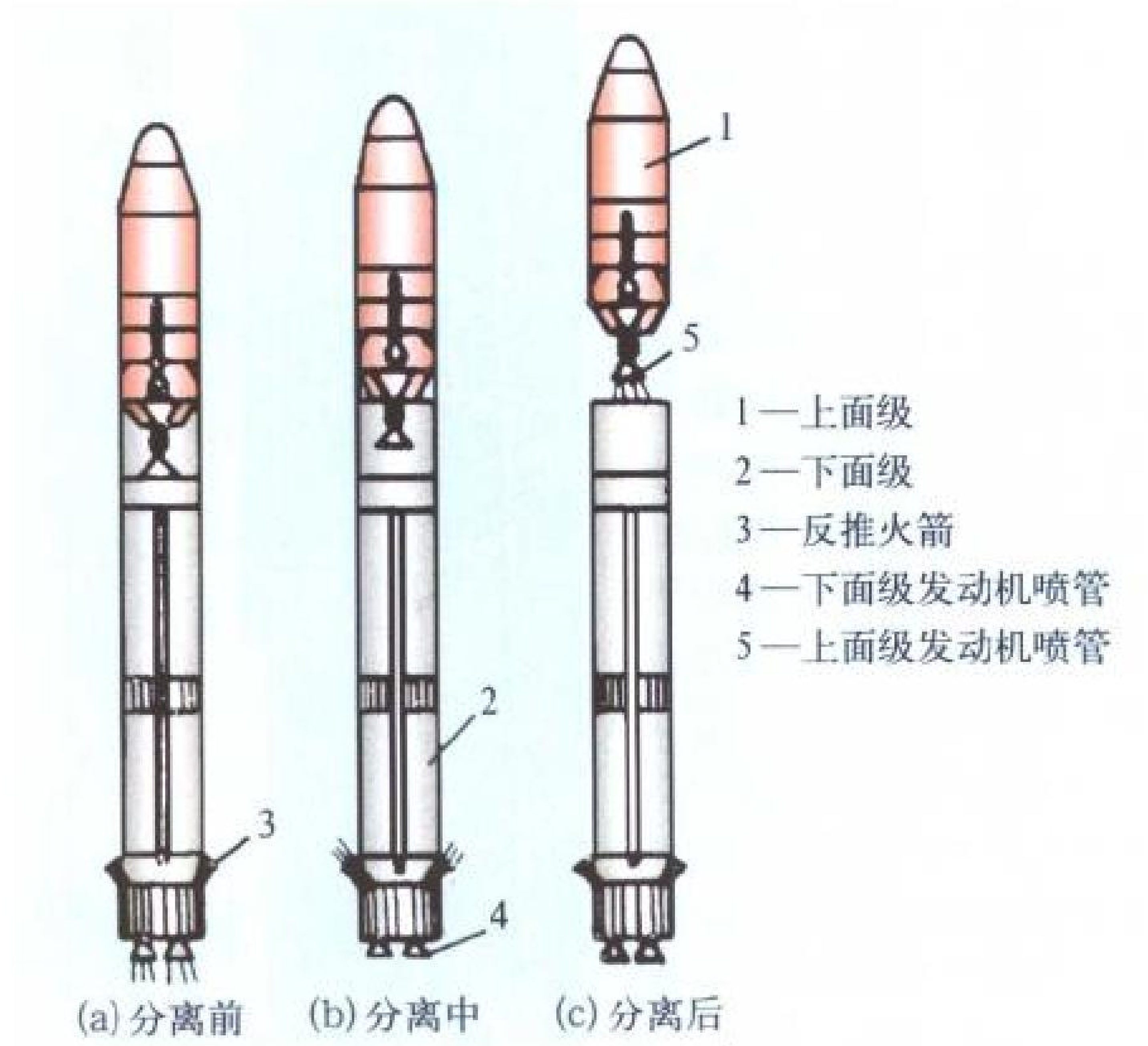


图2 级间冷分离示意图

（撰写：谭宗愚 审订：余梦伦）

jijian fenli lianjie zhuangzhi

级间分离连接装置 connection-release device for stage separation 具有连接、分开火箭两级功能的装置。级间分离连接装置大致分为两类：(1) 爆炸螺栓类。其外形与普通螺栓相似，螺栓头内装有火药。常用的有剪切式和撞击式爆炸螺栓。前者由被销钉穿在一起的螺杆和螺栓头组成。解锁时，装在螺栓头内的火药引爆后，螺杆相当于活塞在爆轰力的作用下移动，剪切销钉，使螺杆与螺栓头解锁分开。后者螺杆与螺栓头为一整体，从而会降低分离的可靠性。(2) 炸药索类。可分为聚能炸药索和封闭炸药索。聚能炸药索是一种装有炸药的细长金属软管，沿级间分离面圆周安装在压环内（见图1），并通过该级间段的端框将两级连接在一起。级间分离时靠炸药索定向爆破切断蒙皮，分开两级。它的可靠性较高，同步性好，但冲击载荷大，对周围环境污染严重。封闭炸药索将炸药索置于柔性金属套管内。炸药索引爆后，爆炸气体使套管迅速膨胀，产生的力将带削弱槽的连接构件切断，分开两级（见图2）。套管膨胀后不破裂，无爆炸气体泄漏，消除了污染，分离冲击载荷也大大减小。两级解锁分开后，在级间分离力的作用下抛掉下面级，参见级间分离。炸药索类级间分离解锁装置有代替爆炸螺栓级间分离解锁装置的趋势。

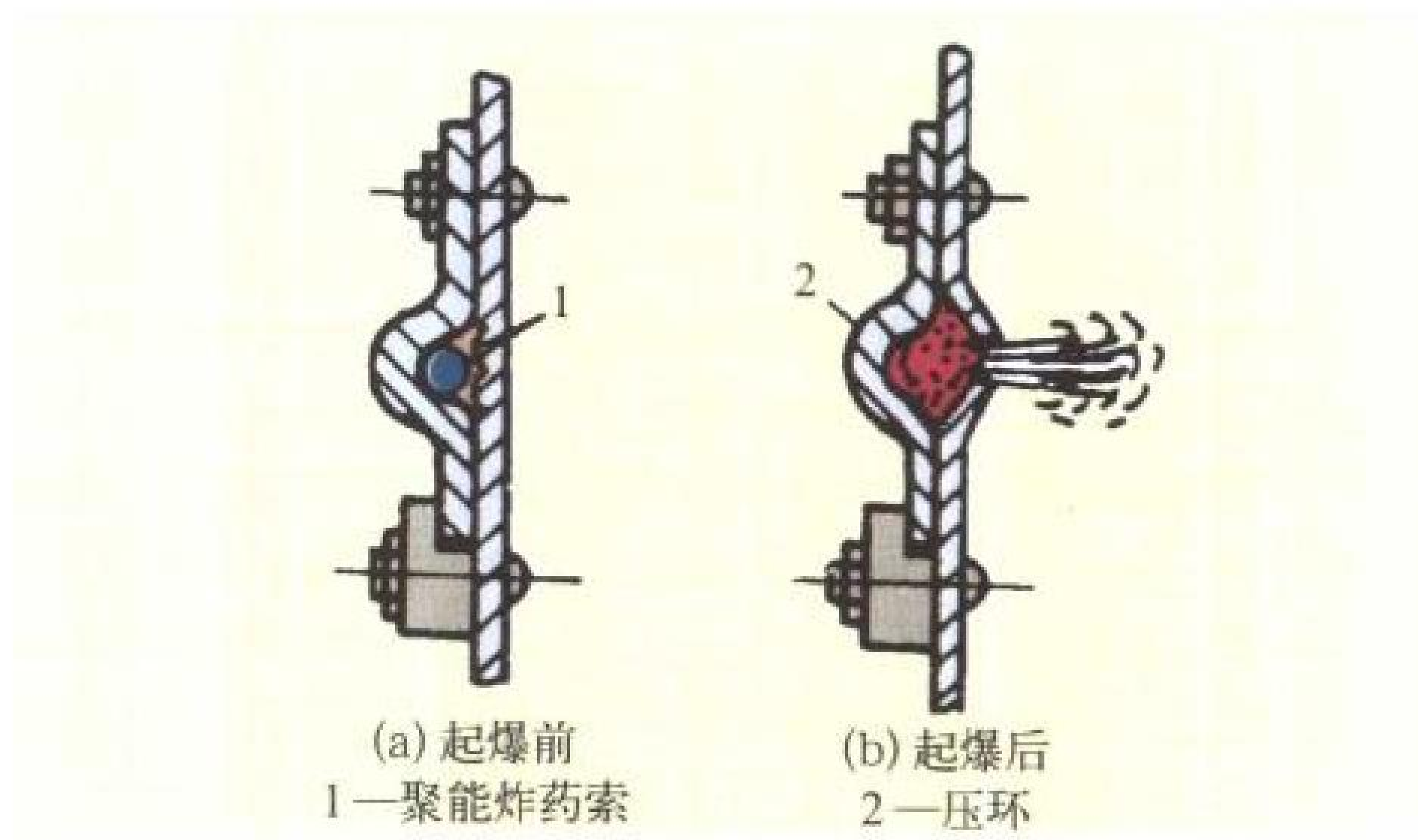


图1 聚能炸药索解锁装置工作示意图

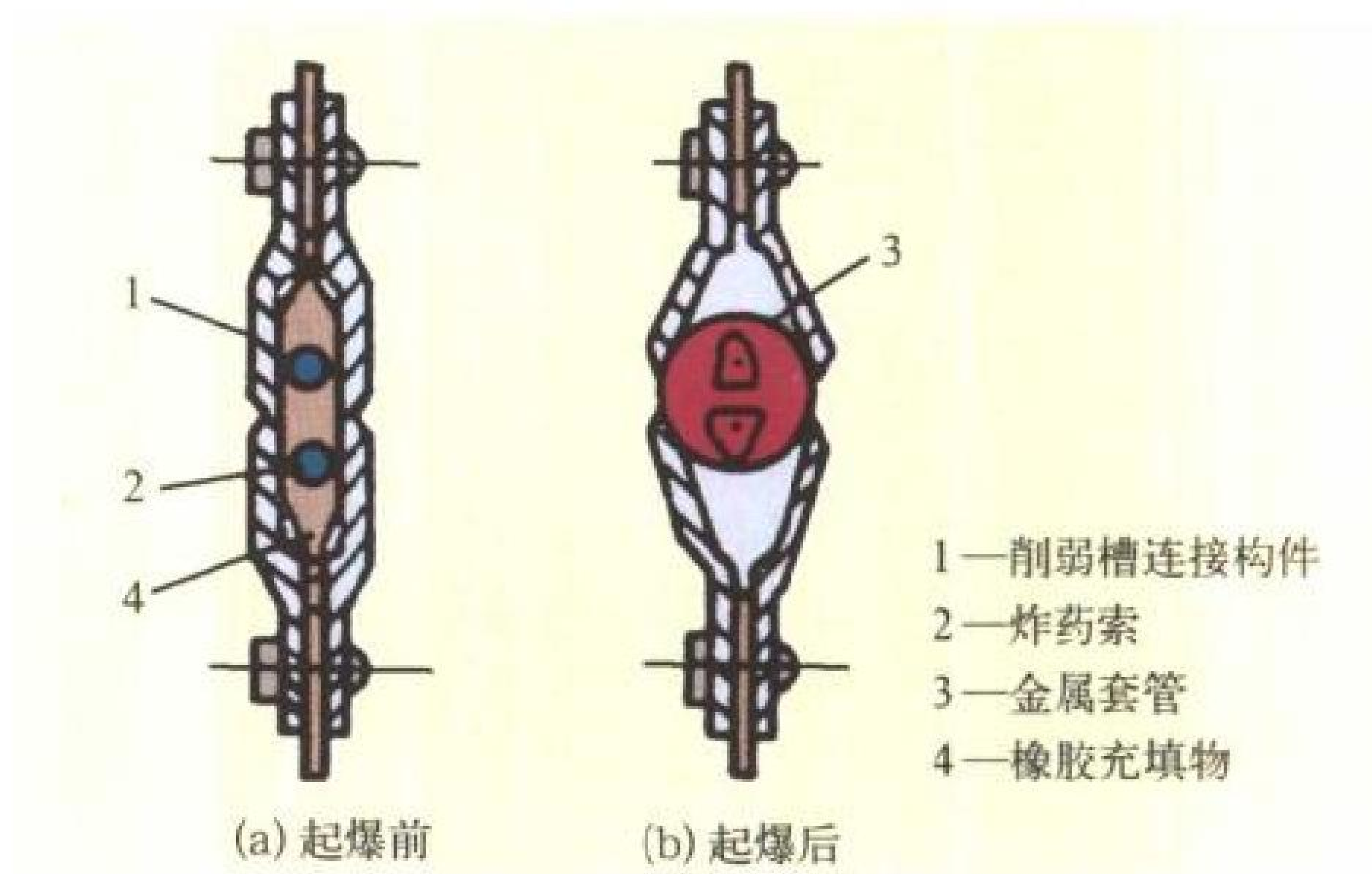
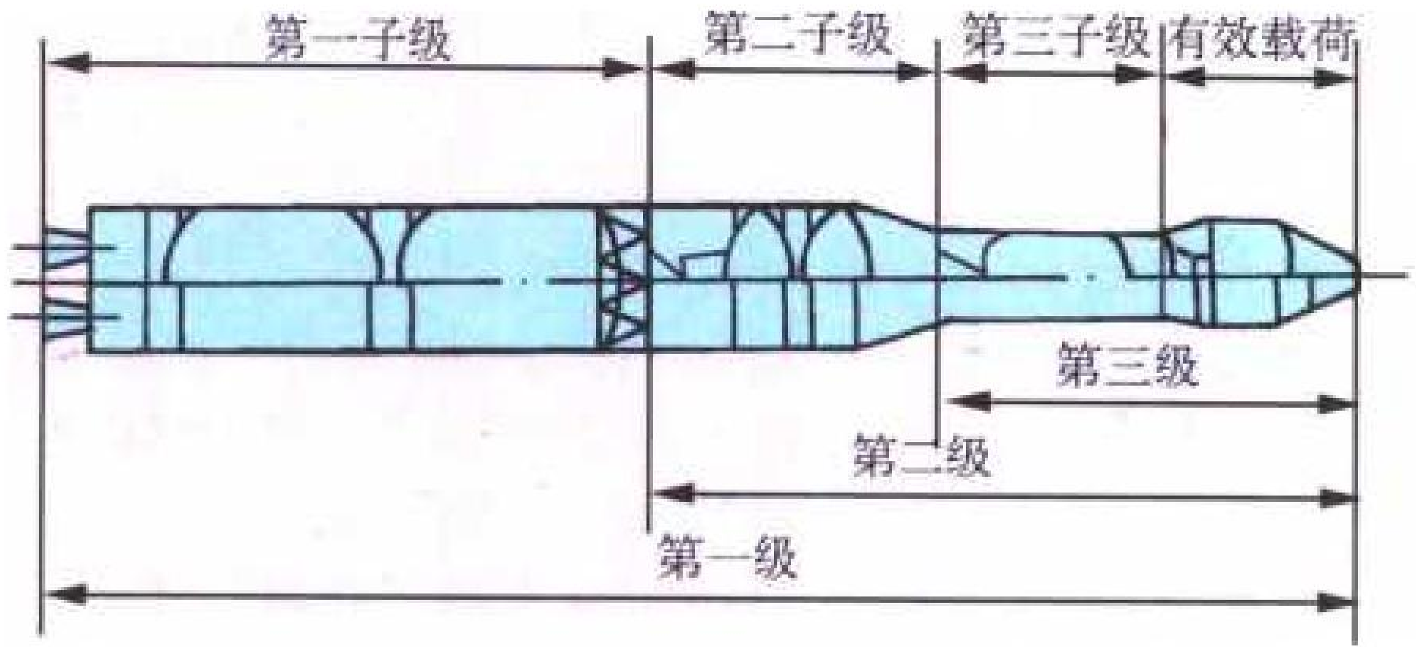


图2 封闭炸药索解锁装置工作示意图

（撰写：谭宗愚 审订：王心清）

ji yu ziji

级与子级 stage and substage 级指多级火箭飞行主动段各工作阶段的火箭，其作用是保障火箭飞行，并在飞行主动段一定阶段上达到所要求的速度。级的序号按进入各工作阶段



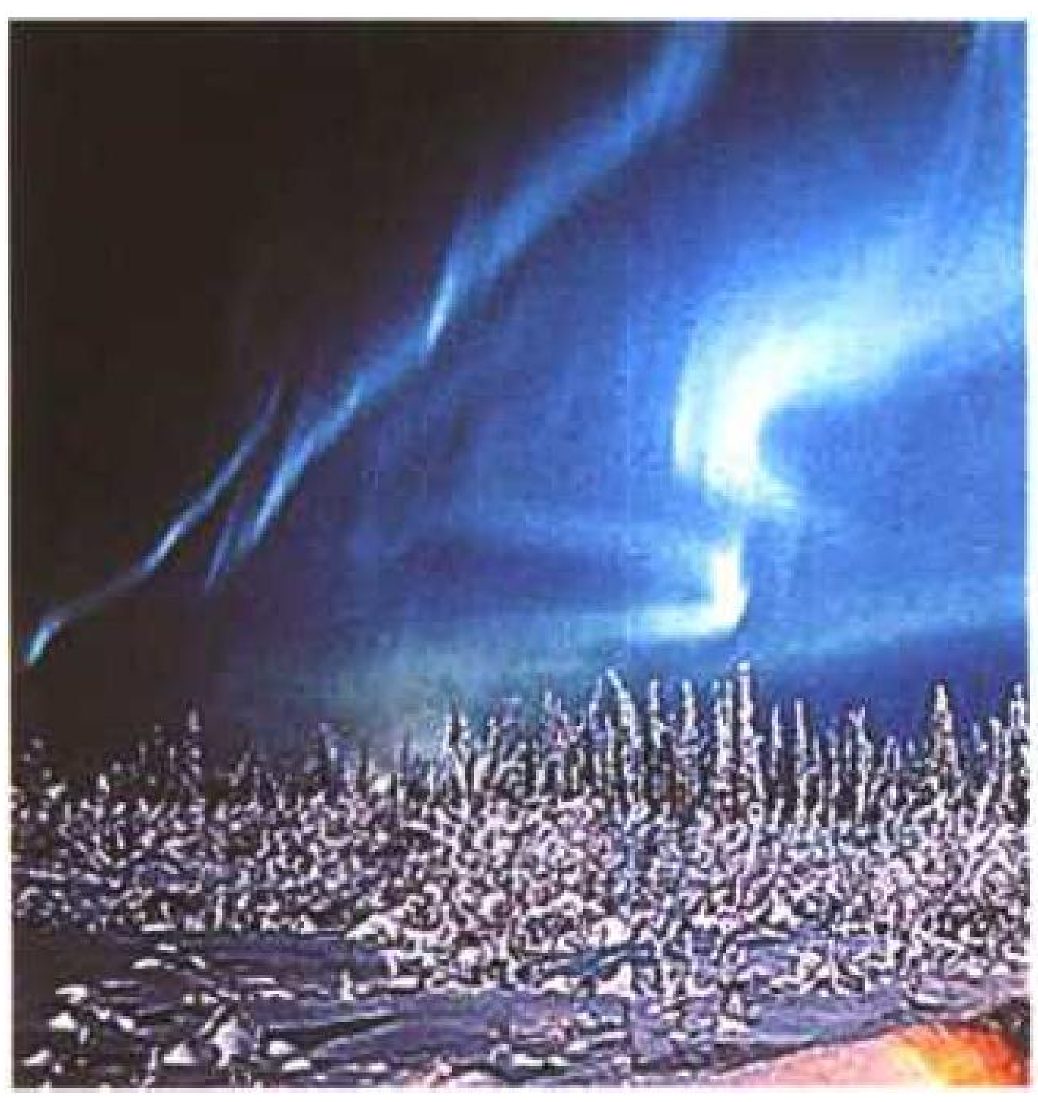
级与子级

的先后而定。在点火起飞后进入第一阶段工作的为第一级火箭。第一级下面级发动机工作结束后，下面级被分离抛掉，上面级发动机立即起动转入第二阶段继续飞行，此时的火箭为第二级火箭。以此类推为第三、第四级火箭。各级火箭的最下面级为子级。其序号与所在级相同，即第一子级、第二子级……(见图)。火箭的级数取决于火箭的用途及发动机装置的种类，如两级液体推进剂运载火箭一般用于发射近地轨道卫星，而发射地球同步轨道卫星通常要用三级；液体推进剂洲际导弹一般为两级，而固体洲际导弹一般用三级。多级火箭的助推器(级)采用并联方法捆绑在第一子级上。现在人们习惯上更多地是直接把某子级称为某级，如第一子级就称作第一级。

（撰写：谭宗恳　审订：王心清）

jiguang

极光　aurora　来自磁层或太阳的高能带电粒子沿磁力线沉降进入高层大气时与中性大气成分相碰击而激发那里的分子、原子，使之受激的发光现象(见图)。沉降粒子主要集中在高磁纬区出现，因此极光按出现的半球又分为北极光和南极光。极光可以发生在高度 70～1000 km 范围内。相对太阳的方位不同，出现的高度区有所不同，向日侧出现高度高些，主要在 200～450 km；背日侧主要出现在 100～150 km的高度间。极光活动与太阳活动相关，某一位置上的极光出现频率有 11 年周期变化、27 天重现性和日变化。极光随磁扰变化，它的强度和出现位置也会变化。极光是重要的空间环境现象。



典型的极光现象

（撰写：孔克典　古士芬　审订：都　亨）

jiguidao

极轨道　polar orbit　倾角为 90°的人造地球卫星轨道。在极轨道上运行的卫星，每圈都要经过地球两极的上空。在轨道设计中，选用这种轨道往往是为了达到覆盖全球的目的。在工程上常把倾角稍微偏离90°，但仍能覆盖全球的轨道也称为极轨道。气象卫星、地球资源卫星、侦察卫星常采用这种轨道，以便俯瞰包括两极在内的整个地球表面。

（撰写：张云彤　审订：张荣保）

jigui weixing qixiang guance

极轨卫星气象观测　polar orbit satellite meteorological observation　在极轨卫星上装载遥感器对气象要素进行探测。极轨卫星的轨道倾角在90°附近。可以探测包括地球两极在内的整个地球表面。如果选用太阳同步轨道，卫星以相同方向（从南向北或从北向南）经过相同纬度的当地地方时相同。例如，降段（从北向南）经过北纬40°是当地上午10点钟，以后降段经过北纬40°都是当地上午10点钟。现在世界上的极轨气象卫星有美国的“诺阿”(NOAA)、“国防气象卫星”(DMSP)、俄罗斯的“流星”和中国的“风云”1号系列卫星。NOAA 卫星可以作为极轨气象卫星的代表，双星组网，每天对全球观测4次。星上载有先进的甚高分辨率辐射计和由高分辨率红外探测器、微波辐射计和平流层探测器组成的一组泰罗斯业务垂直探测器，星上还载有紫外臭氧探测器和辐射收支探测器等。今后 10 年，世界上极轨气象卫星将有重大发展。欧洲将发射“气象业务卫星”，中国将发展第二代极轨气象卫星“风云”3号，美国将 NOAA 和 DMSP 卫星合并发展为新一代的“国家极轨环境卫星系统”卫星，此外还有许多国家的对地遥感卫星上载有气象观测的遥感器，特别是“地球观测系统”(EOS)载有中分辨率成像光谱仪、高光谱分辨率红外大气探测器等一批高水平新型遥感器，气象观测的水平将大幅度地提高。极轨卫星气象观测的特点有：(1) 可进行大气、云、陆表和海表多种要素的综合探测；(2) 可获取全球资料；(3) 定量化应用程度高。因此，在天气预报，特别是在中长期天气预报、气候预测和全球环境变化研究中成为不可缺少的手段，同时又能在自然灾害和生态环境的动态监测中发挥重大的作用。

（撰写：范天锡　审订：钮寅生）

jigui weixing yunzai huojian

极轨卫星运载火箭　polar orbit satellite launch vehicle　用于将卫星送入地球极轨道的运载火箭。极轨道是倾角为 90° 的人造地球卫星轨道。发射极轨卫星，要求在星箭分离时，卫星的轨道平面就是要求的极轨道所在的平面，卫星入轨时的绝对速度应指向正南(或正北)。如果运载火箭在飞行过程中不作偏航方向的机动，则要求火箭的发射方向向南（或向北)。由于太阳同步轨道的轨道倾角大于90° 又靠近90°，因此有时也称为极轨道。发射太阳同步轨道卫星，其发射方向是南偏西（或北偏西)，对应的发射方位角略



印度的“极轨卫星运载火箭”

大于180°（或略小于360°）。在这种情况下，无法利用地球自转的速度，而且要克服其分量。

（撰写：才满瑞　审订：朱维增）

jihua lübo kangganrao

极化滤波抗干扰　jamming rejection by polarization filter　通过极化滤波器滤除干扰信号的抗干扰技术。对于有源干扰信号，当其工作的极化方式与雷达天线工作的极化方式不同时，这两种极化映射在极化球（poincare球）的两个不同点，可以在极化域内采用极化滤波技术滤除干扰信号，极化滤波技术需要一对或若干对正交极化信号接收通道以保留完整的干扰信号的极化信息。当雷达的有用信号与干扰信号的极化不正交时，极化滤波后，对有用信号是有损失的，在poincare球上两个映射点越靠近，信号损失越大。

（撰写：谢良贵　审订：秦忠宇）

jihua niuzhuan fanshemian tianxian

极化扭转反射面天线　twist polarization reflector antenna　将馈源的辐射场经过极化扭转反射器反射，使极化面扭转90°的反射面天线。在实际应用中，极化扭转反射面天线一般应用于双反射面天线，这种天线由主面和副面所组成，主面是将入射波的极化在空间扭转90°后又反射回去的反射面；副面是极化选择表面，它可将某一极化方向的波反射回去，而允许与该极化垂直的波透射过去。极化扭转反射面天线有各种不同的变型，典型的形式有3种：(1)标准卡塞格伦天线，主面为极化扭转抛物反射面，副面为极化选择栅；(2)平板主反射面天线，主面为平板极化扭转反射面，副面为旋转曲面极化选择反射栅；(3)“铁饼”型双反射面天线，主面和副面均为旋转曲面。极化扭转反射面天线常应用于双反射面天线以减少副面的遮挡，它对于口径不太大的天线特别合适。小口径天线采用极化扭转反射面天线时，其副面可以做得足够大，却不增加由遮挡所引起的增益下降和旁瓣上升，因而可以获得比较好的天线性能。极化扭转反射面天线的极化扭转器及极化选择器可以应用于减小反射面对馈源的反射、旋向不变的圆极化波反射面，线极化—圆极化变换器，双频段天线的极化分离器和极化滤波器等。

（撰写：匡勇　审订：张志衡）

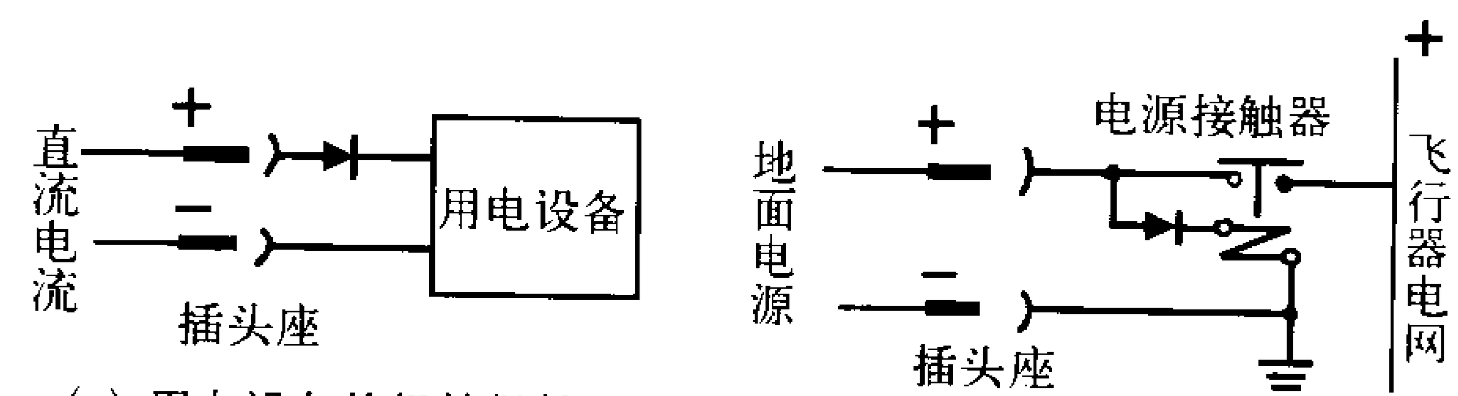
jihua xuanze kangganrao

极化选择抗干扰　selecting polarization antijamming　是一项通过选择天线的极化使其与有源干扰的极化正交以使干扰减弱的技术措施。对于工作在某一极化形式的有源干扰，由于接收天线工作在与其正交的极化时不会接收到此信号，从而可达到抗干扰的目的。采用这种技术首先要知道干扰的极化形式，在未知极化状态的情况下，可以通过极化测量方法测得干扰的极化。

（撰写：谢良贵　审订：秦忠宇）

jixing baohu

极性保护　polarity protection　用地面电源检测飞行器上的电气设备时，为防止地面电源的直流部分与飞行器电网接通时极性不一致而采取的保护措施。此外直流电能变换装置和用电设备为防止电源极性接错造成损坏所采取的措施也叫极性保护。极性保护实例见图。最简单的极性保护是在电源输入电路或电源接触器的控制线圈中串入一个二极管。



(a) 用电设备的极性保护　(b) 供电线路的极性保护

极性保护实例

（撰写：马宝国　审订：刘坤山）

jishixing cibao

急始型磁暴　magnetic storm of sudden commencement　磁暴的一种类型，其特点是开始急、发展快、恢复慢。一个完整的磁暴按其发展过程可分为急始、初相、主相和恢复相4个阶段，但并非所有磁暴都具备或可以分清这几个阶段。磁暴开始时，表现为全球大部分地区的地磁场水平分量有一个急剧的上升，中低纬台站上升可达10～20 nT，这是磁暴急始，是磁暴发生的明显标志，急始型磁暴名称即由此而来。它与太阳耀斑密切相关，通常在耀斑后的1～2天内发生，太阳活动高年出现几率高。它没有按规律的重现性。典型急始型磁暴在急始以后，出现磁场水平分量增加的初相和磁场水平分量大幅度下降的主相，最大的降低幅度可达1000 nT，最后进入磁场水平分量缓慢恢复的恢复相，整个急始型磁暴持续时间从十几小时到几十小时，将会对航天器造成相当影响。

（撰写：古士芬　审订：都亨）

jixing queyang

急性缺氧　acute hypoxia　机体持续数分钟至数小时暴露于一定的低氧环境中而引起的一系列缺氧反应。在航空航天活动中出现的缺氧多为急性缺氧。急性缺氧反应可概括为缺氧代偿性反应、代偿障碍和不良反应。缺氧代偿反应主要指环境氧分压降低时，机体的呼吸功能和循环功能的反射性增强，以补偿氧的不足。代偿障碍是指随着缺氧加重而出现的呼吸循环功能代偿障碍。其主要表现为在正常呼吸的基础上发生呼吸节律紊乱和出现周期性呼吸；在循环功能增强的基础上，突然心率锐减，血压剧降，多数伴有心律紊乱，以及出现恶心、呕吐、面白、冷汗等植物神经功能紊乱症状。不良反应的主要表现为出现多种缺氧症状，工效降低，脑电节律变慢，严重时发生意识障碍。随高度增加，缺氧反应加重，高度在1500 m以下为无反应区，3000 m以下为工效保证区，4000 m以下为工效允许区，5000 m以下为安全区，5000 m以上为耐限区，7000 m以上为极限区。

（撰写：杨天德　审订：魏金河）

jicheng dianlu kangjingdian texing

集成电路抗静电特性　characteristics of electrostatic discharge (ESD) prevention for integrated circuit　静电放电引起集成电路失效的模式和失效机理。静电放电／静电过应力（ESD/EOS）失效模式分为突发性失效和潜在性失效。突发性失效主要表现突然丧失其规定功能，开路、短路和参数漂移。潜在性失效主要表现在由于放电能量较低，在器件内部造成轻微损伤，放电后器件参数仍然合格或略有变化，但器件抗电过应力能力已经明显削弱或使用寿命明显缩短。集成电路的静电失效中90%都属于潜在性失效。ESD/EOS失效机理可分为场诱导和热诱导。氧化层击穿和本征热电子损伤是属于场诱导失效模式。另一方面，二次击穿（散热）和金属线熔开／短

路是属于热诱导失效模式。静电放电导致失效的环境温度越高，发生失效所需要的能量越低，越易发生静电失效。静电模型标准主要是人体模型(HBM)、机器模型(MM)和充电器件模型(CDM)。它分别模拟人体处理集成电路的应力、模拟封装和装配过程中自动处理集成电路可承受的应力。

(撰写：王隆望　审订：白　丁)

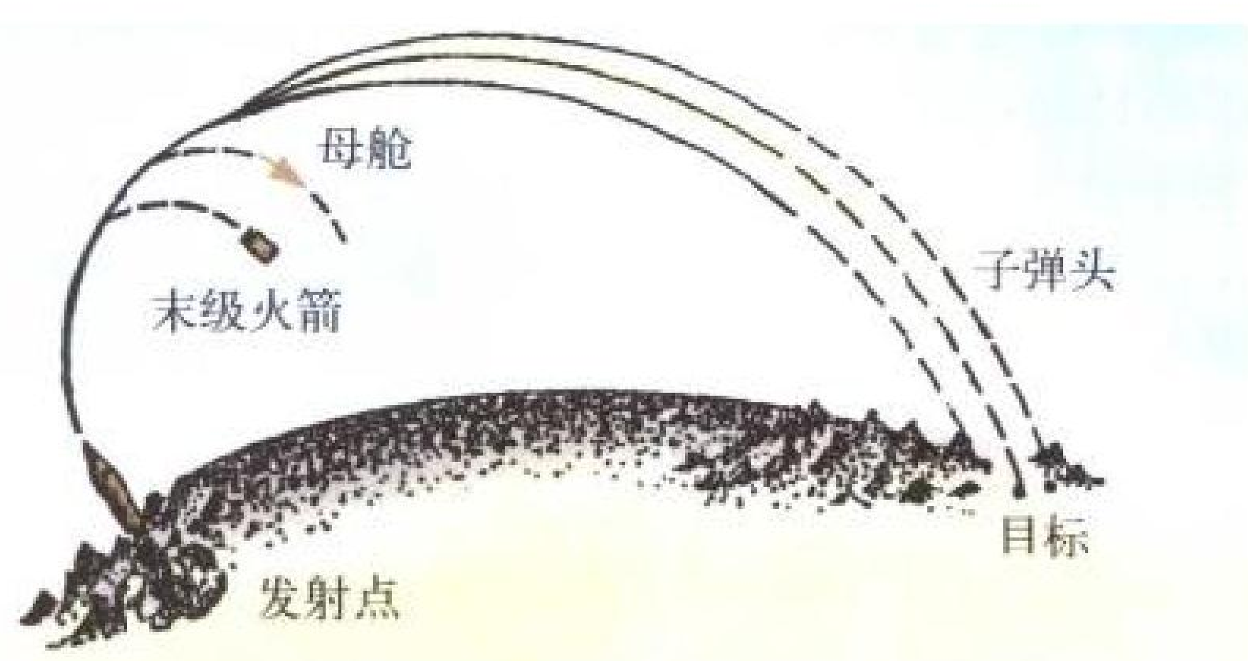
jicheng dianlu rongcuo sheji

集成电路容错设计　fault tolerant design of IC　集成电路的一种可靠性设计技术。集成电路设计时，在满足主要功能的同时，设计“多余”或“附加”的线路或模块，用它修正或掩盖电路在工作过程中出现的可预见和不可预见的错误或故障，使电路持续正常工作。容错设计一般采用3个或多个模块表决方式，设计时根据电路要求和处理信号的特点确定具体模块数量、故障检测方法和切换方式。数码检测、数字校正是常见的容错设计方法。随着集成电路规模不断增大，容错设计越来越重要，采用容错设计的电路一般用于可靠性要求很高的领域，如航空航天、武器装备等。

(撰写：权海洋　审订：刘佑宝)

jishushi duodantou

集束式多弹头　cluster warhead　又称霰弹式多弹头。集中捆绑两个以上子弹头且没有制导系统和动力装置的弹头。集束式多弹头的概念多用于战略导弹弹头。它由母舱(母弹头)、子弹头和分离抛撒装置组成。和弹体分离之后的母弹头按预定程序，通过分离装置和抛撒机构，将子弹头释放出来。子弹头飞行轨道相互靠得比较近，在落区处可形成不大于几十千米的散布(见图)。两个子弹头落点间的距离应有限制，一方面不会被一枚反导弹所拦截，另一方面还不能发生互相摧毁现象。集束式多弹头的杀伤效率和突防能力都比单弹头好，但由于精度差，只适宜打击大城市那样的面目标。



集束式多弹头的飞行弹道

(撰写：于德滨　审订：薛成位)

jihe ranshao guilü

几何燃烧规律　geometrical law of burning　又称平行层燃烧规律。药柱在燃烧过程中，通常假设其燃面上每一点燃速均相同，燃面随时间的变化与波动传播的惠更斯原理相似，即燃面各点都按垂直该点所在面的法线方向退移，燃烧服从平行层退移的规律。几何燃烧规律是一种假设的理想的燃烧规律，由于燃面各点推进剂成分不均匀，各点物理条件不完全相同，以及燃面点燃的不同步性，很难严格做到按平行层进行燃烧。在设计固体火箭发动机时，假设药柱基本符合几何燃烧规律，利用几何燃烧规律可以计算燃面随肉厚变化的关系，从而可以通过内弹道计算得到燃烧室压强与时间的关系。

(撰写：刘霓生　审订：王　铮)

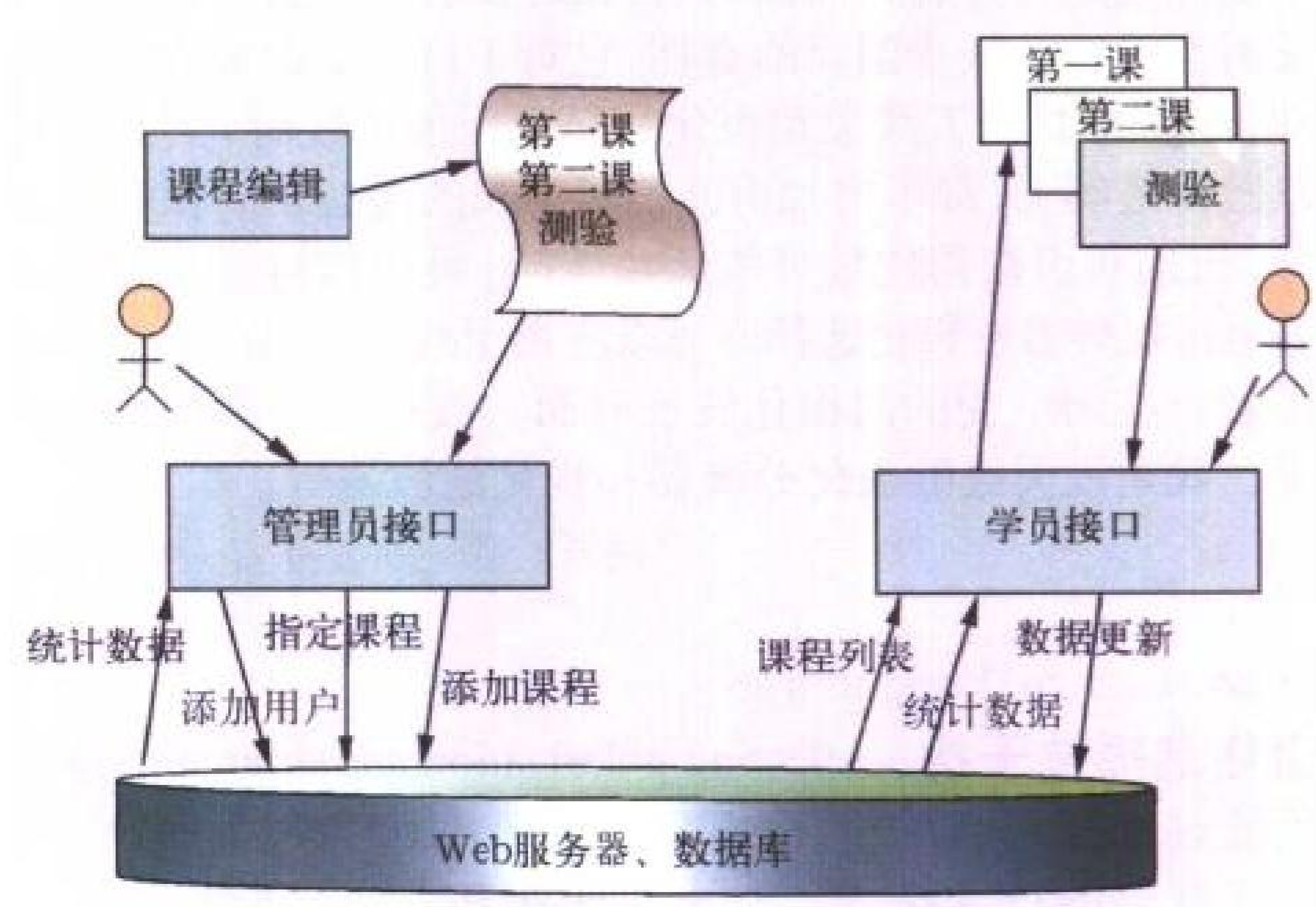
jiyashi huojian fadongji

挤压式火箭发动机　pressure-fed rocket engine　用高压气体将贮箱内的推进剂压送到推力室的液体火箭发动机。它由贮箱、推力室、喷管、推进剂阀、高压气瓶、减压阀、节流孔板及导管等组成。挤压式火箭发动机推力小，推力室压力低，工作时间短，结构简单，工作可靠，常为多次起动。航天器的姿控、轨控和变推力等发动机广泛使用挤压式输送系统。运载火箭上面级亦有少数使用此类发动机。挤压式火箭发动机的推进剂贮箱压力较高，结构质量较大，因此需尽量采用轻型结构材料贮箱，以减轻质量。

(撰写：袁耀章　审订：朱森元)

jisuanji fuzhu xunlianqi

计算机辅助训练器　computer aided trainer (CAT)　又称计算机辅助培训(CBT)、计算机辅助教学(CAI)、计算机辅助学习(CAL)系统。一种以计算机多媒体与网络等软硬件技术为基础，通过人机交互的学习过程来为受训人员提供载人航天基础知识与专业技术等方面教学训练的辅助训练设备。CAT系统通常由课件运行平台、人机交互界面设备、课件系统和教学管理系统等组成。根据教学训练任务的不同需要有不同的训练课件(特殊的一类计算机软件包)和不同的人机交互界面。同时还有一个计算机训练管理系统来管理CAT的教学训练资源与教学训练任务。CAT的大量应用虽然仅有十来年的历史，但随着训练的需要和技术进步及训练组织方式的改变，目前已发展成3种模式：单台型、局域网络型和基于Internet/Intranet网的计算机辅助训练器(又称WBT)。一个基于Web网的计算机辅助训练器的示意图如下所示。



基于Web的CAT系统示意图

(撰写：陈道木　审订：魏金河)

jisuanji shengcheng bingli

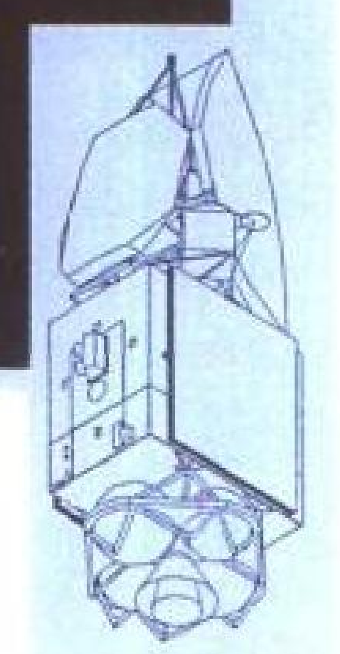
计算机生成兵力　computer generated armed forces　由仿真数学模型和软件利用计算机实现的虚拟人(人工智能决策)及其操作的虚拟武器平台。在虚拟战场环境中，武器平台(坦克、装甲车、歼击机、直升机、水面舰艇、潜艇、导弹等)分别属于红、蓝交战双方。武器平台仿真器有两种形式，其一是人在回路中的仿真系统，如坦克模拟器、飞行模拟器，人参与其中；另一种就是计算机生成兵力。

(撰写：周浦南　审订：王东木)

jishu shiyan weixing

技术试验卫星 technology test satellite 用于卫星工程技术和空间应用技术的原理性或工程性试验的人造卫星。航天技术中的新技术、新原理、新方案、新仪器和新材料往往需要





日本“工程技术试验卫星”—VI

利用这类卫星进行空间飞行试验，成功后才能投入实际应用。技术试验卫星是人造地球卫星中的一个重要类别。这类卫星数量较少，但试验的内容十分广泛，且对推动卫星技术发展有很大作用。如重力梯度稳定试验、电火箭试验、生物对空间环境适应性试验、载人飞船生保系统和返回系统试验、交会对接试验、无线电新频段的传输试验、微波切换、基带处理机、多点波束扫描天线、星间链路等通信卫星新技术试验、数据中继试验、移动通信试验、新遥感器试验和空间武器试验等。目前，美、俄、欧、日的技术试验卫星都已发展成系列，如美国的“应用技术卫星”系列，欧洲空间局的“轨道通信试验卫星”系列，日本的“工程技术试验卫星”系列以及前苏联／俄罗斯混编在“宇宙号”卫星系列中的试验卫星系列等。

（撰写：宋 智　审订：朱毅麟）

jishu zhendi

技术阵地 technical site 导弹部队实施技术保障工作的场所。在技术阵地的主要工作有：导弹产品接收与转载；导弹启封或组装（仪器安装、头体对接、弹体对接）；导弹单元和综合测试；将导弹转入战时状态；导弹定期检查和维护；以及暂时贮存导弹和配套元器件等。技术阵地可分为固定式和野战式。固定技术阵地可设置在地面、地下或水下的工程设施内，各种技术装备均配置在其中。野战技术阵地一般为临时构筑的场地，各种技术装备大多为自行式或牵引式装备，少量设备由运输车辆载运，需要时可迅速展开或转移。技术阵地的构成与设备配置随导弹的类型、用途、发射准备过程和时间的不同有很大差别。通常配置有运输、起重、加注、检查、测试、对接等专用设备和通信、供电、供水、库房等一般技术设备和设施。技术阵地一般设在发射阵地附近，但均保持一定的安全距离。

（撰写：赵连贵　刘恒振　审订：王瑞玲）

jidianqi

继电器 relay 具有往复自动切换电路功能的元器件。当输入参量（如电、磁、热、光、声、压力等）达到预定值时，能使输出参量发生跳跃式的变化，从而实现自动调节、自动控制、自动保护和传递信息等。在导弹、卫星等空间飞行器及其地面控制设备中，继电器主要供自控、遥控、遥测和配电系统作控制元件和执行元件用。对导弹、卫星等空间飞行装置用继电器的要求是：可靠性好、灵敏度高、功耗低、耐受力学和气候环境性能好、切换功率大、体积小、质量轻等。继电器的种类繁多，按输入参量的物理性质分：机电式继电器、磁继电器、光继电器、声控继电器、压力继电器、热继电器；按输出部件的结构原理分：有触点继电器、无触点继电器；按动作时间长短分：缓动继电器、速动继电器、时间继电器；按吸动功率大小分：高灵敏继电器、灵敏继电器；按切换功率大小分：低电平继电器、小功率继电器、中功率继电器、大功率继电器；按体积大小分：小型继电器、超小型继电器、微型继电器；按防护特征分：敞开式继电器、封闭式继电器、密封式继电器；按用途分：无线电电子自动控制设备用继电器、电信设备用继电器、电力拖动控制用继电器、电力系统保护用继电器、自动闭塞装置用继电器、船舶用继电器、航空用继电器、航天用继电器。随着电子、军事及航天科学技术的迅速发展，继电器技术进展也很快。它不仅在体积、重量、灵敏度、可靠性、耐恶劣环境条件等方面的指标和性能有了很大的提高，而且还出现了混合式继电器、固态继电器以及其他效应的继电器。

（撰写：马宝国　审订：刘坤山）

jiagu jisuanji

加固计算机 military and ruggedized computer 为了适应恶劣环境使用要求而设计、制造的计算机。凡是军事领域中有特定环境要求和可靠性、安全性指标要求的计算机，都是加固计算机。特殊作业环境是指车载、舰载、航空航天和野外环境等。可以根据使用和环境要求的不同而实施不同形式的加固设计措施。诸如：散热加固、抗核加固、抗电磁脉冲加固、防信息泄漏加固、防潮、防霉、防盐雾加固、抗振加固等，可以通过选择高可靠加固型器件、加固型电连接器以及合理的结构设计和特殊加工工艺等措施实施加固。加固计算机要严格地遵循有关军用规范和标准进行研制和生产。加固计算机一般可分为3种类型：(1) 军用规范型或称M型（即一次加固型或称先天加固型）。按照特殊需求而专门研制的加固型计算机。(2) 一般加固型或称为R型（即二次加固型或称后天加固型）。采用一系列加固技术，对标准的商用机进行加固使之符合某些领域或环境要求。(3) 防信息泄漏型或称T型。采用抑制技术防止计算机信息向外泄漏。

（撰写：于伦正　审订：蒋轩祥）

jiaxie kongzhitai

加泄控制台 fill-drain control console 对液体推进剂的加注和泄回过程进行测量与控制的电子测控设备。其主要功能是：(1) 对推进剂加注流程进行工序控制；(2) 单点强置阀门状态及控制阀门开度；(3) 测量并显示加注管路上的阀门状态；(4) 显示加注工序及工序状态；(5) 测量并显示加注系统中的压力、流量、温度、液面及液位；(6) 向其他系统转发加注信号及加注参数。

（撰写：赦 鹰　审订：周载学）

jiaya huanjing

加压环境 pressurized environment 载人航天器或飞机的密闭座舱内所具备的人工增压大气环境。载人航天器在空间飞行时，其座舱必须维持一定的大气压力和适宜的气体组成，

以保证航天员正常的工作和生活。座舱的这种大气环境应当满足基本的生理学要求，即不产生缺氧与高氧反应，并与航天服压力相匹配不产生减压病。目前的载人航天器普遍采用一个大气压带氧的压力制度，即总压为101.3 kPa，氧氮分别占21%和79%。大气中的有害气体要不断地被净化，不允许超过规定标准。座舱大气环境的控制是按照预先设定的程序，不断供氧、补氮、净化而自动实现的。一旦因意外原因座舱泄压，舱内航天服可构成一个新的加压环境，以维持适当的大气压和氧分压，确保航天员安全。航天员在需要出舱活动时，必须穿着具有一定加压性能的舱外航天服，由过渡舱减压后出舱。

（撰写：杨天德　审订：魏金河）

jiazhu cekong xitong

加注测控系统　filling test and control system　控制加注过程，监测并传输各种加注信号参数，以便自动或半自动地完成加注任务的系统。加注测控系统是由各种操作控制设备、传感器及测量仪表、供电及信号传输线路、气路及元件等构成的网络系统，用于控制及显示加泄和转注等各种工序，监测各种加注参数，接收弹（箭）上贮箱的液位信号，传输并显示指挥、联络及故障等信号。该系统要求具有高可靠性及使用上的方便性，同时抗电磁干扰性要好。

（撰写：王伟斌　审订：周载学）

jiazhu xitong

加注系统　filling system　用于向弹（箭）加注或从弹（箭）上泄回推进剂、运输和贮存推进剂以及处理或安全排放推进剂废液和废气的综合系统。加注系统通常由推进剂贮罐、加注泵或挤压装置、管路及阀件、控制及检测设备和推进剂车辆等组成。加注系统按推进剂性质可分为可贮存推进剂加注系统和低温推进剂加注系统；按加注方式可分为泵式、挤压式和自流式加注系统；按加注的流程特点可分为闭路加注系统和开路加注系统；按设备的机动性可分为固定式、机动式和半机动式加注系统；按加注定量方式可分为弹（箭）上定量、地面定量和弹（箭）上—地面联合定量加注系统；按自动化程度可分为自动化、半自动化和手动加注系统。

（撰写：章小芳　审订：周载学）

jiaceng jinshuxian tianxianzhen

夹层金属线天线阵　sandwich metal wire array　由一组互相平行的线源（夹层金属线辐射元）构成的平面天线阵。夹层金属线辐射元由3个连续的共平面导线组成，如图1所示。中心导体呈波浪形、梯形、正弦形及三角形等。它的输入端与同轴线的内导体或带状线的中心导体相连接，也可伸入波导内受激励，末端终接匹配负载。中心导体波浪形的周期是一个波长时，倾斜部分导体上电流的垂直分量的辐射场在空间同相叠加，构成了辐射横向极化的侧射天线。平行于外导体

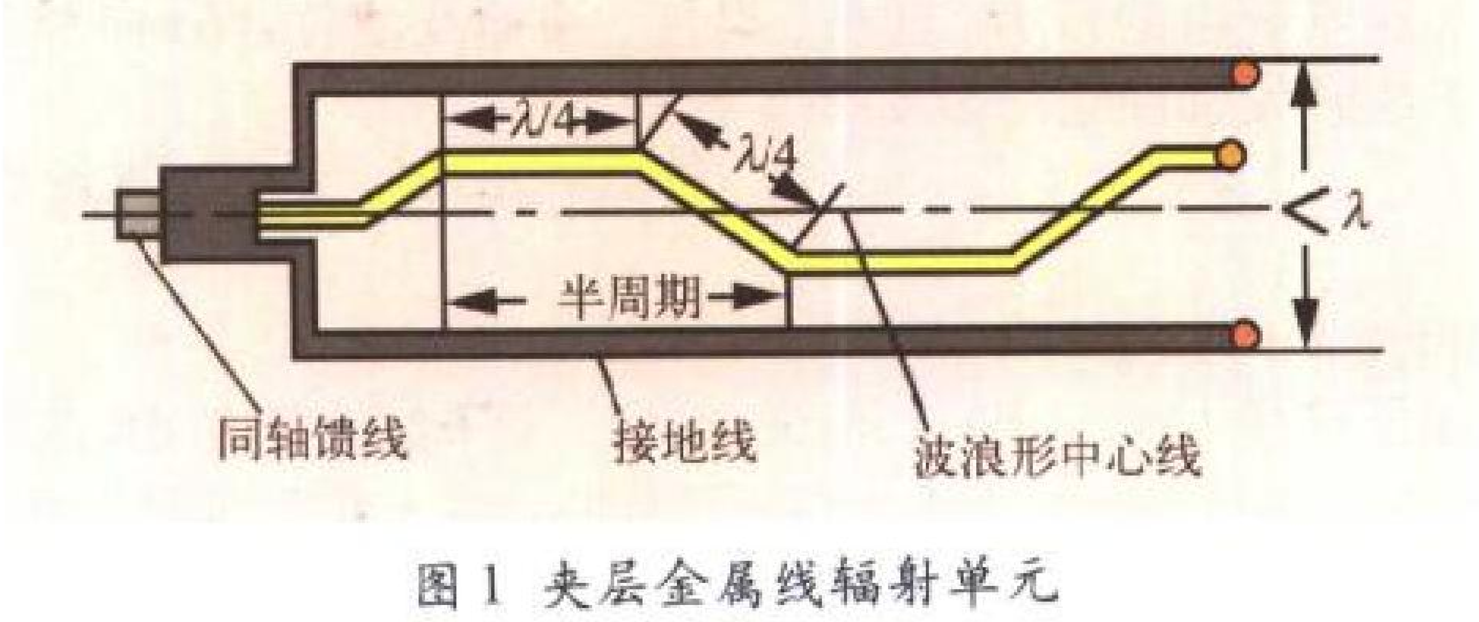


图1　夹层金属线辐射单元

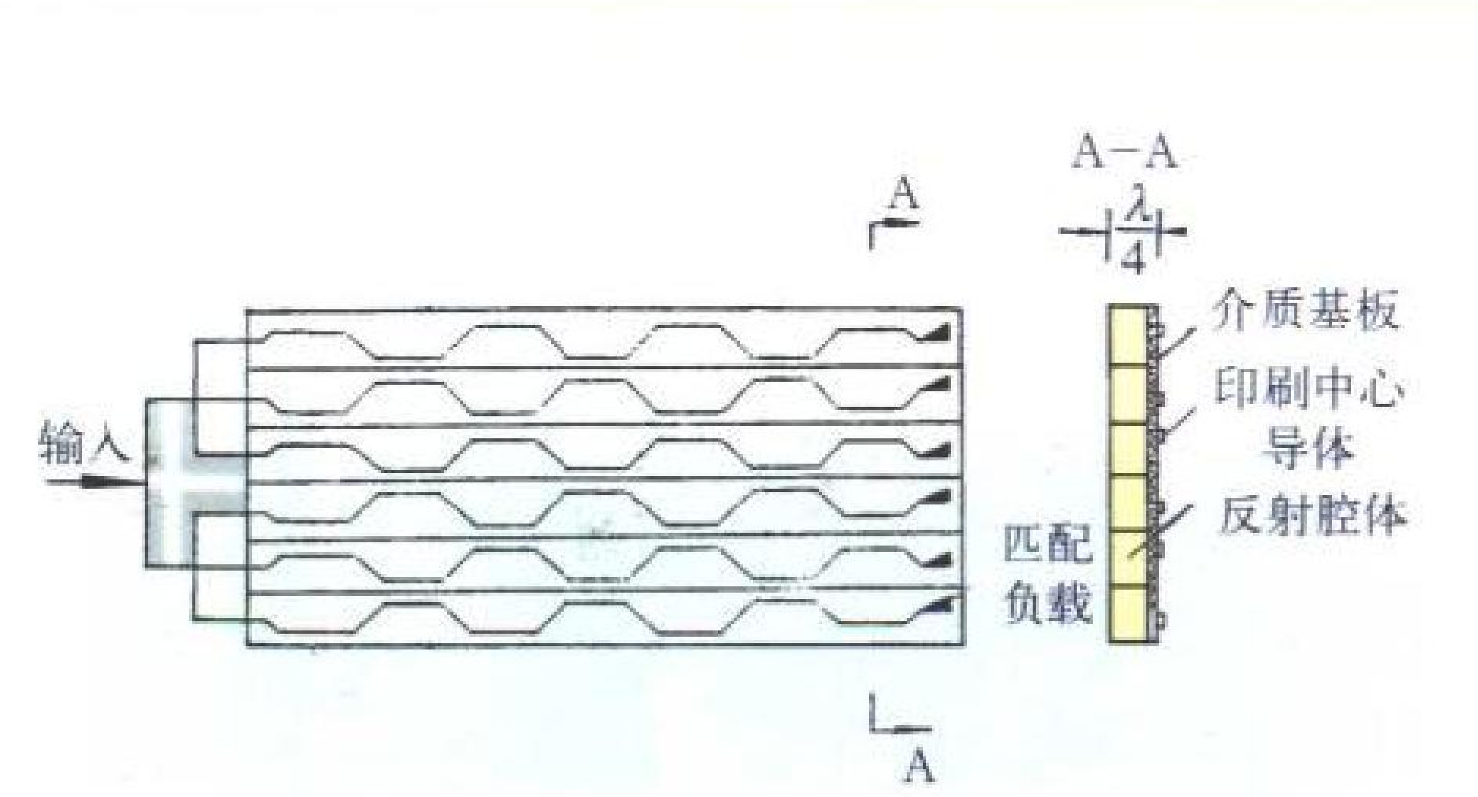


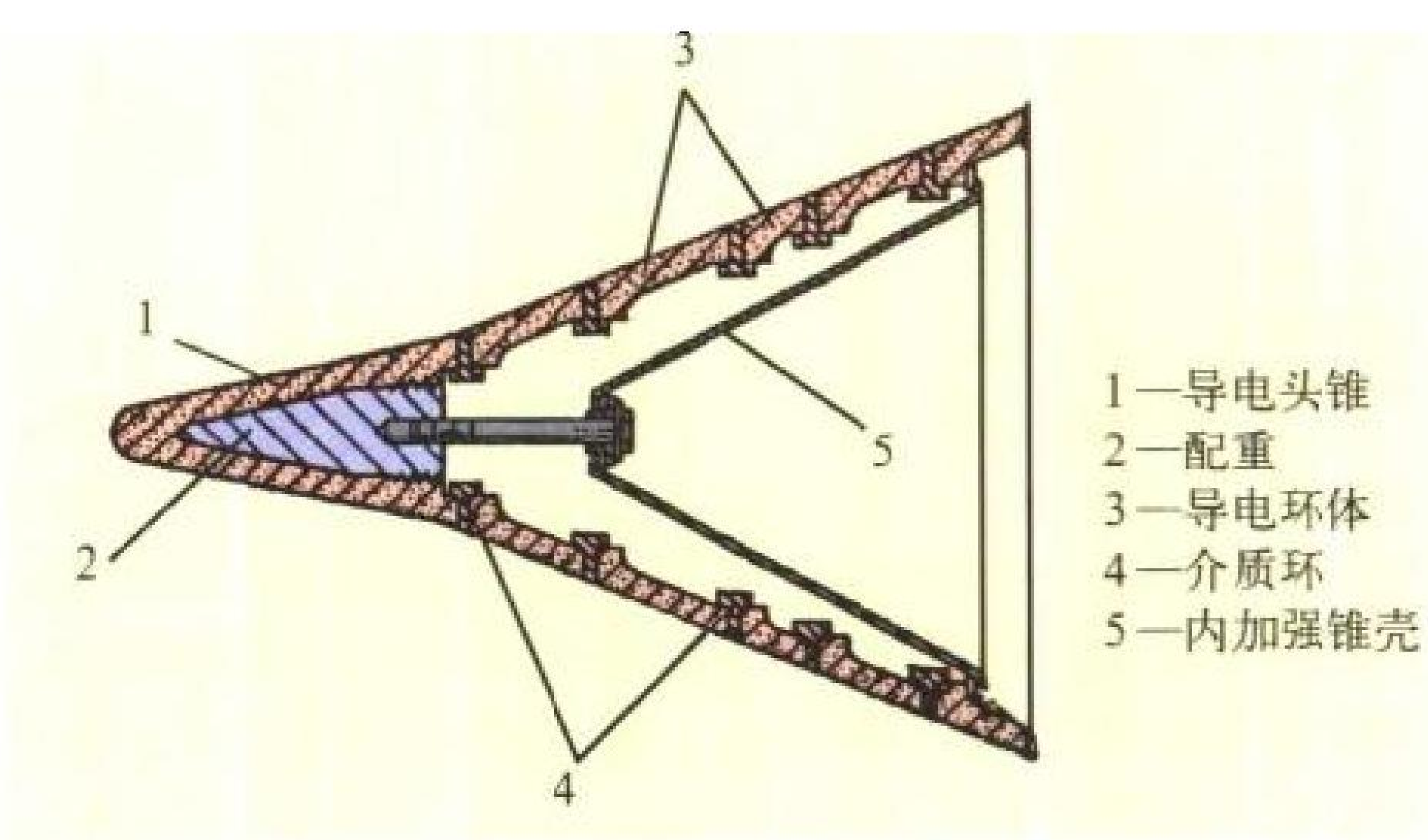
图2　背附反射腔的夹层金属线两维阵

的中心导体不辐射波。这种辐射单元本质上是双向辐射的行波天线。在它的背部加一个深度为四分之一波长的反射腔体，就构成单元向辐射天线。无论哪一种波浪形结构，只要改变它的幅度，就能控制沿线场的幅度分布，进而控制由它组成的平面天线阵的口径场分布。在中心导体相距半波长的位置上配置很小的容性短截线，用以实现宽频带匹配。辐射元的辐射电导取决于中心导体的几何形状，波的传播速度几乎与线物理尺寸无关。衰减常数是频率的慢变函数。

（撰写：梁棠文　李　辉　审订：王子滨）

jiadantou

假弹头　decoy　与真弹头有相同或相似的几何特征、光电特性和飞行性能，而又没有装填战斗部的弹头。假弹头专门用来欺骗敌方的预警与探测系统和干扰其弹载的跟踪与寻的系统。假弹头在质量、尺寸和形状上可以和真弹头一样，只是没有装药的战斗部；也可以具有不同的尺寸、形状和质量，只为欺骗敌方的某一环节，而专门模拟某项特征参数，如雷达截面、回波特性、弹道系数、红外特征和尾迹电子密度等。有的假弹头还具有复合的效果，即除模拟某项特征值外，其内部还装填有各种类型的干扰设备，实施如无线电杂波、回波信号回答干扰和热红外干扰等。

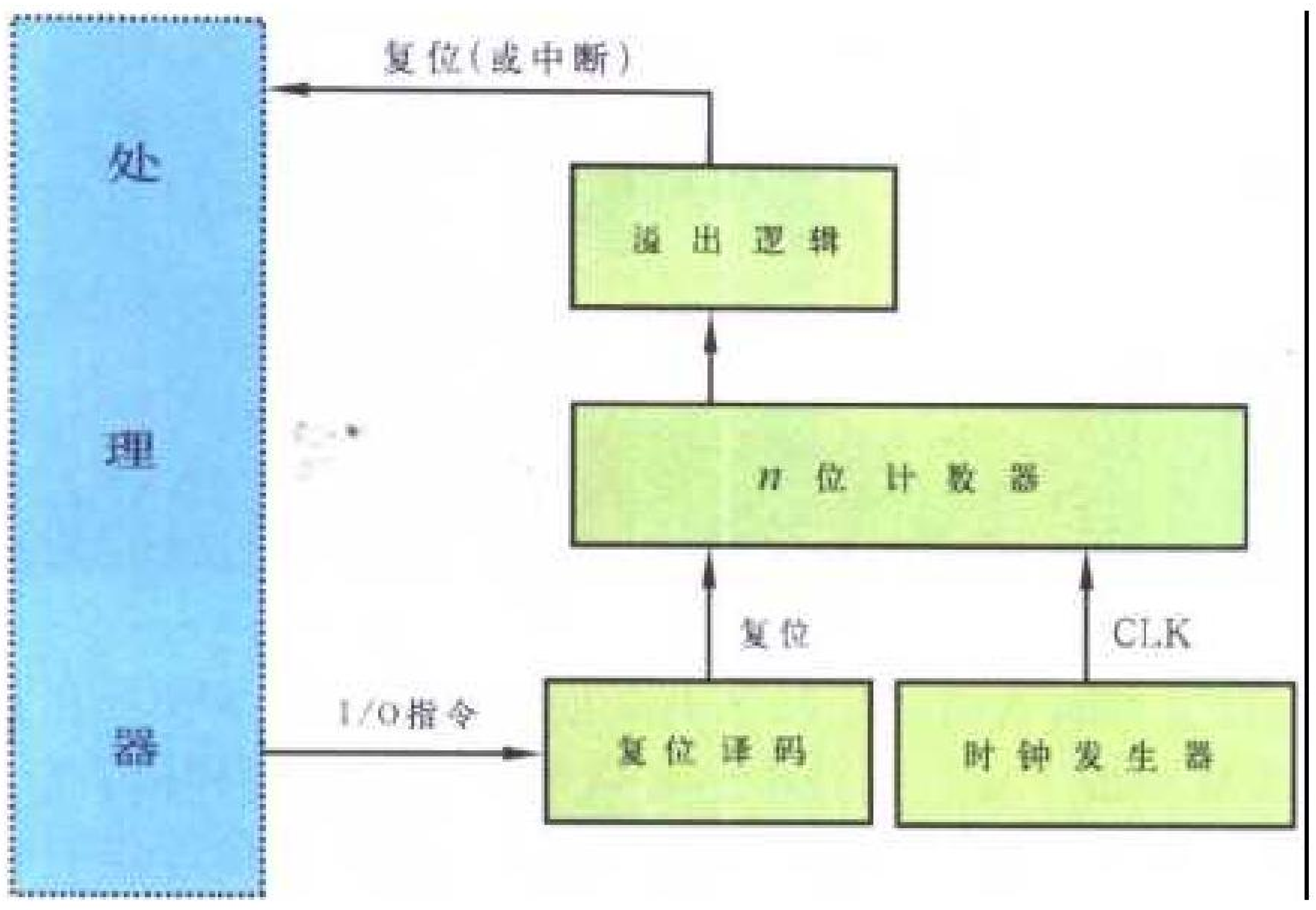


假弹头的一种型式

（撰写：于德滨　审订：薛成位）

jianshi dingshiqi

监视定时器　watchdog timer　为了从程序"走飞"造成的"死机"中恢复到某一特定状态而设定的硬件计时器。计算机在执行某一程序时，因为特定原因，例如干扰，使程序不能按预定路径执行，使计算机处于一种非预知状态，该状态称为"死机"或程序"走飞"。为了防止计算机"死机"，一般设定一种计时器，当计时器计满后即给出一个脉冲信号，该信号可以作为CPU的一个中断信号，也可以作为CPU的重



监视定时器基本框图

新启动(复位)信号。一般取计满时间大于程序正常执行最长路径的时间。正常情况计时器的复位信号是在计满时间内由执行程序周期性地给出。监视定时器基本框图如图所示。

（撰写：于伦正　审订：陈作人）

jianshi sousuo leida

监视（搜索）雷达　surveillance (search) radar　主要用于探测一个特定区(空)域中的目标的雷达。监视(搜索)雷达按用途可分为对空监视(搜索)、面监视(搜索)、地平监视(搜索)雷达。监视(搜索)雷达可安装在地面上、车辆上、船上、飞机上、航天器上。根据它能提供目标数据的空间维数，又可分为二维雷达(距离和方位角)或三维雷达(距离、方位角和仰角)。在防空导弹武器中配备的监视(搜索)雷达也可称作目标截获和指示雷达，用以搜索一个有限的监视区域、获得目标数据并传送给导弹制导雷达。监视(搜索)雷达的探测距离在不同武器系统中各不相同，从十几千米到数千千米不等。现代监视(搜索)雷达通常采用脉冲多普勒技术解决低空探测问题；采用脉冲压缩技术增大探测能力和提高目标分辨力；采用边扫描边跟踪(TWS)技术产生目标的航迹。根据不同的作用，监视(搜索)雷达工作在从VHF到Ku的宽广频段上。（撰写：王语光　审订：陆林根）

jianshi xianshi xitong

监视显示系统　monitoring and display system　为指挥控制人员提供指挥决策依据的显示导弹、运载火箭和航天器飞行状况的系统。监视显示系统由计算机、监视电视和各种显示、记录设备等组成，它分为集中式结构和分布式结构。该系统能将中心计算机处理后反映弹(箭、航天器)空间飞行状态(例如坐标、速度等)和其内部设备工作状况的信息，以曲线、参数、图形、字符、图像等方式，由各种显示、记录设备(大屏幕、显示屏、绘图仪等)形象地显示给指挥控制人员，以作为决策的依据。（撰写：刘利生　审订：黄学德）

jiance kongzhi che

检测控制车　test and control vehicle　装载相关设备并实施对导弹(或飞行器)的功能进行临射前测试与发射控制的车辆。它通过发射阵地电缆网与其他相关车辆相连接，组成全系统的发射整体。对于不同的测试对象，在检测控制车中装载的设备也不相同。在初期，通常是在车中装载机电测试设备，后来随着技术的发展，逐步换成了CAMAC测试设备或VXI测试设备；执行地面测试与发射任务的车辆，也从初期的几辆车减少到仅有一辆车——即多功能发射车，检测控制设备就装载在这辆车上，既方便了部队使用，也缩短了发射准备时间，提高了全系统的生存能力。

（撰写：左大良　审订：仲伟生）

jianmian ranshao

减面燃烧　regressive burning　药柱燃面随燃烧时间按递减规律变化的一种燃烧方式。一般减面燃烧的燃面随燃烧时间的变化，如图1所示。有些药柱的结构形式决定了在燃烧过程中燃面不断减小，例如常用的结构形式有很简单的杆状药柱和两端不阻燃的管状药柱、十字形药柱等。也有一些三维形药柱，为了满足导弹或运载火箭总体性能和弹道设计的要求，采用一定规律的减面燃烧。有一类特殊的减面燃烧，燃面按一定的台阶形式减小，如图2所示。这样的燃烧可以使发动机产生双(级)推力或三(级)推力等。这样可以在单个燃烧室采用一种推进剂的情况下满足导弹起飞和巡航不同推力的要求。

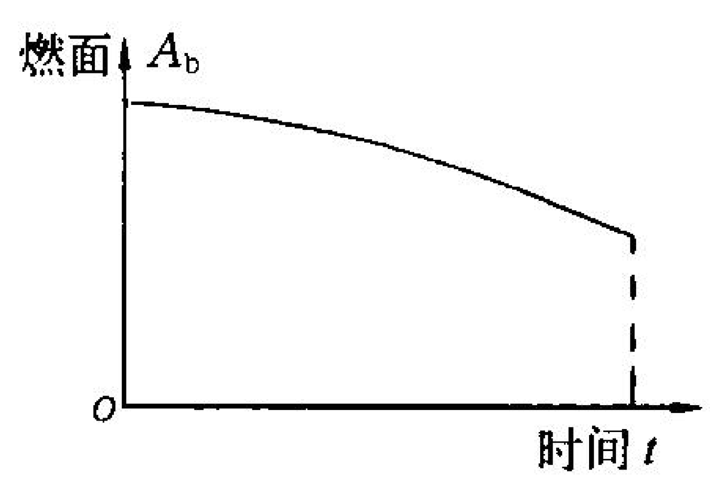


图1　一般减面燃烧的燃面随时间的变化

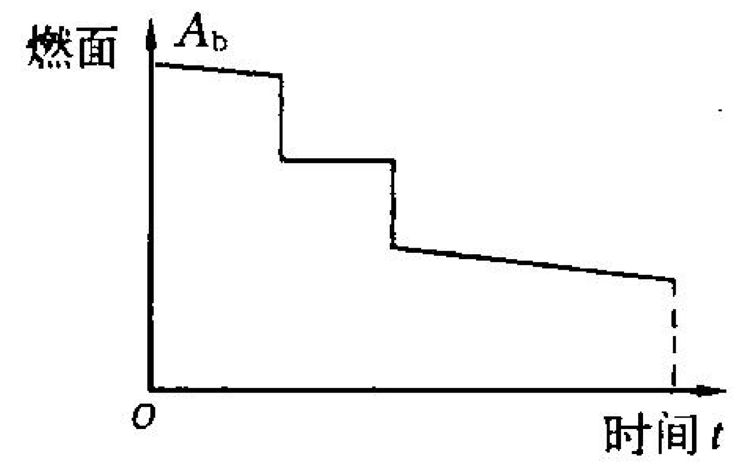


图2　台阶式减面燃烧的燃面随时间的变化

（撰写：黄坚定　审订：黄祖蔚）

jianyabing

减压病　decompression sickness　环境压力降低时，由于溶解在机体内的氮气过饱和而形成气泡所导致的综合症状。减压病是航空、航天、航海医学的重要课题。载人航天器飞行时，其座舱由于意外原因突然泄压，航天员虽穿着舱内航天服，但因仍处于低压状态，依然有可能产生减压病；航天员穿着舱外航天服到航天器外完成某项任务时，因活动量较大，时间较长、压力较低，虽预先吸氧排氮，但仍不能避免发生减压病的危险。减压病的出现，一是环境压力降低过快，二是环境压力降低过大。根据哈耳丹原理，减压范围不超过一半时，一般不发生减压病。减压病症状主要分为：(1)关节型，关节疼痛；(2)皮肤型，皮肤有瘙痒感、冷热感和蚁走感；(3)呼吸型，胸骨下不适、压迫感、干燥感、灼热感甚至咳嗽、刺痛等；(4)中枢神经型，头痛、视觉机能障碍、神经麻痹、肌肉抽搐等。航天中的减压病以关节型最多，其症状同体内氮气泡的发生部位紧密相联系。在一定范围，减压幅度越大，减压速度越快，低压停留时间越长，减压病的发生率越高。年龄增加、身体肥胖及体力活动增强等均加大发生率。预吸氧排氮是预防减压病的重要手段。

（撰写：杨天德　审订：魏金河）

jianyaqi

减压器　pressure regulator　把高压气源压力降低为较低的可控压力的机械调压装置。根据减压的比例可有单级减压器和多级减压器之分。减压器的工作原理为比例式的调压。它由弹簧和刚性膜片组成的调压腔、活门、活门座和承压壳体以及高、低压接嘴组成。高压气源的气体输入高压进气接头进入气体喷口(即活门座)，喷口由活门控制其是否开启或开启

的高度，活门与膜片机械连接。因此，活门位置由调压弹簧的预调位置决定，也即输出压力是根据预调压力设定的。在气源压力高，而调压比例过大，气体流出喷口扩散时会引起冻结现象发生，且减压后的压力波动大。航天飞机的气体减压组件由3部分组成。超临界氧源压力为6.18 MPa，经一级减压后为687 ± 68.7 kPa的使用压力。减压器的爆破压力为1683 kPa，恢复压力为1477 kPa。辅助氧气瓶的储氧压力为20.6 MPa，分为二级减压，第一级减压后的压力为2061 ± 103 kPa，安全爆破压力为8.6 MPa，最小恢复压力为7.4 MPa；再经第二级减压，使压力进一步降低到687 ± 68.7 kPa，然后与主氧源并网供气。氮气储气压力也为20.6 MPa，经一级减压到1374 ± 69 kPa，直接供气。（撰写：尚传勋 审订：范含林）

jianqie fenli dianlianjieqi

剪切分离电连接器 shear separation connector 用于飞机发射系统与导弹之间的电路连接和切向分离的机电元件。它由插头、插座和剪切头3部分组成。插头安装在发射架带有摇臂连杆机构的套筒内，与机内电子设备相连；插座垂直安装在弹体上与弹内电子装置相连；剪切头是一种过渡插头，其两端都有插针和导销，中间设有剪切分离面，使用时它与插头锁连在一起。导弹装机时，通过摇臂连杆机构的伸缩将插头与插座插合在一起，形成电气通路，用于对导弹参数进行控制。导弹发射时，借助于导弹发动机自身的推力将剪切头沿剪切分离面横向切断，插头与插座实行分离。插座随导弹飞行，插头更换剪切头后可重复使用。由于该类电连接器的分离方式（属于切向分离方式）与通常的轴向分离方式不同，因此很适合像飞机挂弹发射那样需要轴向插合、切向分离的使用场合。由于是切向分离，剪切分离面间的不同电接触接点在滑动分离过程中，会出现瞬间接触导通，这会损坏系统电路，因而必须采用特殊的剪切面设计结构，才可有效防止剪切分离时接点间的相互接触导通。

（撰写：徐光熙 审订：许金雨）

jianzhuangxing

健壮性 robustness 表征软件可靠性的一个重要参数，它表示软件系统对环境变化的适应性。当软件系统所处的环境发生变化时，例如：存储溢出、输入超限、硬件故障等意外发生时，系统都能按照某种预定的方式做适当的处理，有效地控制事故的扩散，不致于丢失重要的信息，从而避免灾难性的后果。对于不具有维修性的自主型控制系统，如卫星用电子系统，对其软件的健壮性应有较高的要求。在进行健壮性设计时应考虑对电磁干扰的处理，空间辐射的处理，加电检测处理，接口故障处理，错误输入处理等。提供监视定时器或类似的机制，可以确保微处理器具有处理程序超时或死循环故障的能力，也可提高系统的健壮性。

（撰写：乔永强 审订：蒋轩祥）

jianjian daodan

舰舰导弹 ship-to-ship missile 从舰船上发射，攻击舰船的导弹，属反舰导弹的一种。由于现代反舰导弹采用多用途、系列化发展的原则，舰舰导弹的气动外形、舱段安排、分系统类型和作战性能均与同一系列的其他类别反舰导弹大同小异。主要特点有：(1) 目标探测系统、指挥控制系统与其他舰载武器共用。(2) 导弹发射装置随舰船大小而有所区别。中小型舰船多用贮运发射箱式发射装置从舰面上进行扇面发射；大型水面舰船多用混装有其他舰载武器的多管垂直发射系统从甲板下发射。(3) 中远程舰舰导弹攻击超视距目标时，需用中继引导站为导弹提供目标修正信息。小型近程舰舰导弹主要装备导弹艇一类小型舰艇，用于在内海、近海作战中抗击敌舰。中远程舰舰导弹多装备于大中型水面舰船，用于在远海、远洋作战中攻击敌舰。为提高突防能力，研究和采用了超低空掠海飞行、机动弹道、隐身、增速、电子对抗和饱和攻击等多种综合突防措施。



图1 中国YJ－8号导弹发射

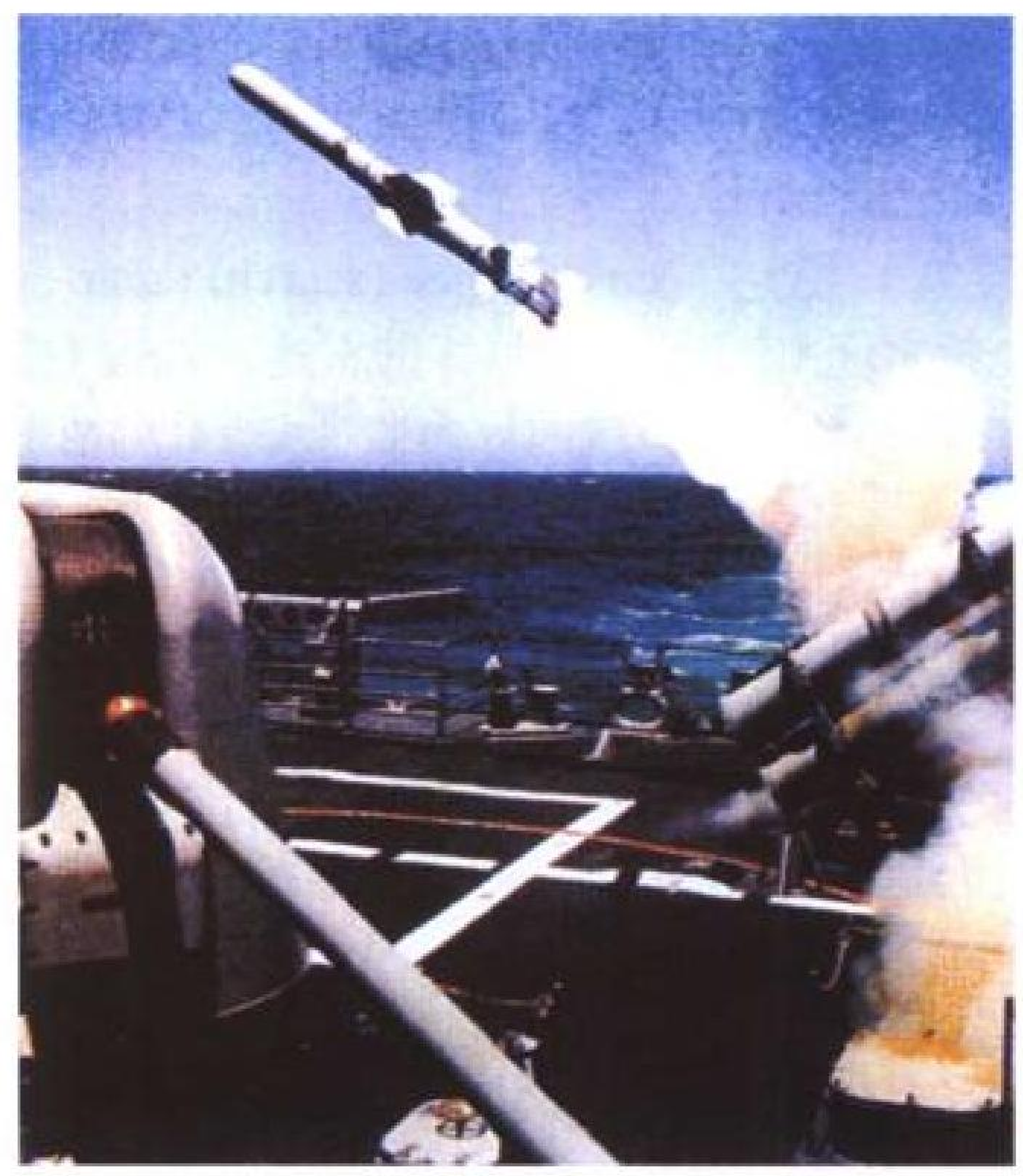


图2 美国“捕鲸叉”舰舰导弹发射

（撰写：毕士冠 审订：黄瑞松）

jiankong daodan

舰空导弹 ship-to-air missile 从舰艇上发射，拦截空中来袭目标的防空导弹。舰空导弹是舰空导弹武器系统的一部分，与该系统的其他设备一起完成防空作战任务，参见防空导弹和防空导弹武器系统。目前装备的舰空导弹既有全空域的，也有中高空中远程、低空近程的。早期的舰空导弹采用倾斜发射，20世纪80年代以来研制的新型舰空导弹多采用垂直发射，如美国的“宙斯盾”、俄罗斯的“利夫”、英国的“海狼”和以色列的“巴拉克”导弹系统等。舰空导弹采用垂直发射，可以全向攻击，便于增加备弹量，易于对付多目标。



美国“海麻雀”舰空导弹

（撰写：林玉琛 审订：张志鸿）

jianting fashe

舰艇发射 shipboard launch 以舰艇为发射平台实施火箭或导弹的发射。它分为甲板上发射和甲板下发射。甲板上发射以回转倾斜箱架式或固定倾斜箱架式热发射为主，甲板下发射以垂直冷发射为主。大型舰艇发射的主要优点是载弹量大，机动性高，导弹发射装置重复发射的准备时间短，可以实施对目标的密集火力攻击。小型舰艇发射的特点是易隐蔽，突然袭击性高，可以实施高速机动。

（撰写：马 博 审订：包元吉）

jianzai daodan C³I xitong

舰载导弹 C^3I 系统 shipborne missile C^3I system 用于指挥、控制舰载导弹作战的C^3I系统。舰艇所装载的导弹为防空导弹和以水面舰艇为攻击目标的反舰导弹。舰载导弹C^3I系统以计算机和网络通讯技术为核心，与舰艇作战指挥人员相结合，把指挥、通信、情报和控制连成一体，控制以舰载导弹为主要武器的自动化作战过程。其基本功能是对敌方目标进行侦察、探测与跟踪，目标识别，威胁估计与分配，战场的敌我态势显示，提供决策支持，对发射前的导弹测试检查，射击诸元计算与装定，指挥控制导弹发射及对作战效果评估等。多传感器数据融合技术、网络通讯技术、高性能计算机技术是主要的关键技术。其发展趋势是与全舰C^3I系统相综合，与舰队C^3I系统实现互连、互通和互操作。

（撰写：王振安 审订：李永和）

jianzai fandao jiguang wuqi

舰载反导激光武器 shipborne laser weapon for anti-missile 安装在舰船上，用来防御反舰导弹对舰船攻击的激光武器。美国海军发展舰载反导激光武器的目标是为水面舰船提供防御反舰导弹的武器，从20世纪70年代开始到现在，近30年来一直为此坚持进行研制工作，实施过PE6 3 7 5 N计划、SEALITE计划和舰载高能激光防空武器系统模块化设计等多个研究设计项目，进行过多次外场打靶试验和武器系统演示试验等。其最主要的研究成果是按舰载反导激光武器要求研制的“先进中红外化学激光器”（MIRACL）和“海石”光束定向器（SLBD），并将其综合成一套武器系统（MIRACL激光器输出波长3.8 μm；SLBD的主望远镜口径为1.5 m，主传感器是一个波长为8～11.5 μm的前视红外系统，配直径40 cm的望远镜）。但因不能适应作战需要，未能列装而改为“高能激光系统试验设备”，安装在白沙导弹靶场，用于进行一系列的激光武器打靶试验。这套设备目前仍是世界上性能最高、最为完善的高能激光武器试验设备。

美国海军对水面激光大气传输特别重视。近年来，对1～13 μm波长的光谱研究表明，只有1～2.5 μm传输窗口的波长才具有比MIRACL波长更好的传输特性。通过综合评估，美国海军选择1.6 μm波长为主攻方向。因为它处于人眼安全范围内，其性能在各种大气条件下变化较小。在1997年美国国防部国防技术领域计划提出的反舰导弹防御激光武器研制项目中，要求研制输出功率1 kW的自由电子激光器。准备利用自由电子激光波长可调的优点选择输出波长为1.6 μm的激光，然后扩大规模用于舰载反导激光武器。1999年已研制成1.72 kW、光束质量近衍射极限、输出波长为3.1 μm的自由电子激光器。下一步计划研制万瓦级自由电子激光器。舰载反导激光武器研究历时最长，经过几起几落的动荡，技术不断取得进步。与机载激光武器和地基（车载）激光武器相比，似乎列装时间要晚一些，但却很有可能研制出性能更先进的新一代反导激光武器。荷兰、英国相继于1995～1997年起与美国休斯公司合作，研制舰载反导激光武器。该武器采用固体激光二极管阵列，输出大气吸收最小的激光波长，其功率为200 kW，发射口径50 cm。可望在2005年前代替“密集阵”和“守门员”火炮防空武器系统。

（撰写：计世藩 审订：徐品高）

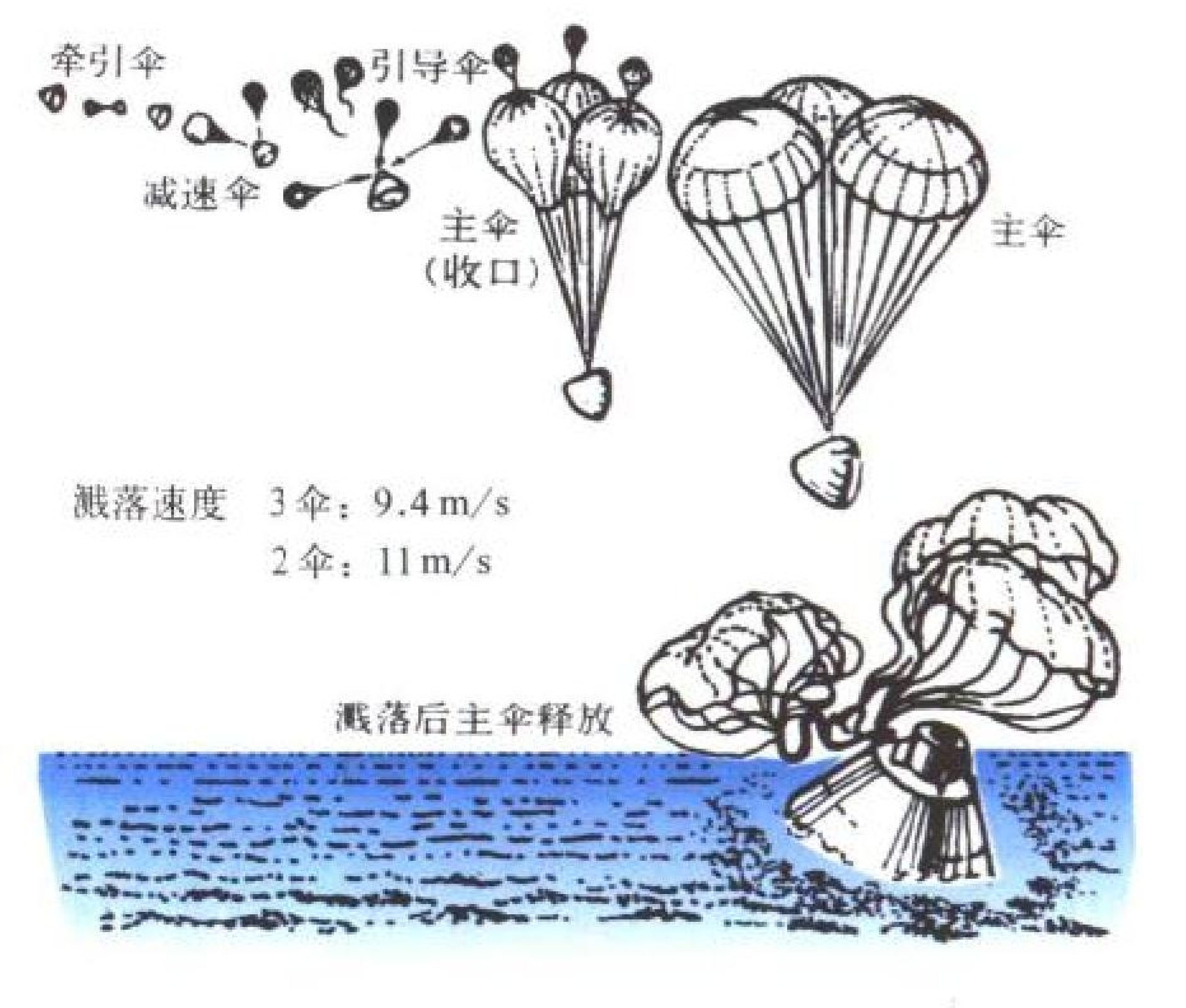
jianzai hongwai sousuo yu genzong xitong

舰载红外搜索与跟踪系统 shipborne infrared search/track system (IRSTS) 安装在水面舰船上，能可靠探测、定位和连续跟踪处于背景辐射和干扰环境下发射红外能量的装置的系统。红外搜索跟踪系统的设计依据，要求覆盖区域为5 km以外，复杂背景下难于分辨的点源目标；工作波段为1～15 μm，其中传输较好的大气窗口为3～5 μm和8～12 μm，在海平面使用条件下，前者较好；像素数多和信号处理过程全自动等。每帧太多的像素需由计算机控制数据处理，才能从大量的干扰中分离出真实目标。红外搜索跟踪系统由扫描望远镜、带通滤光片、红外探测器阵列、实时信号处理电路、计算机、显示器和其他输出设备组成，整个系统安装在一个三轴稳定的平台上。为了适应日趋复杂的光电对抗环境，红外搜索跟踪系统逐步向多波段工作系统发展，并与其他传感器（电视、激光测距仪和雷达）相配合，进行数据融合和资源共享，以给出更可靠的决策。由于舰载系统低仰角工作的特点，以及红外搜索跟踪系统的被动属性和反隐身的能力，它被认为是警戒雷达的重要替换系统。红外搜索跟踪系统在地面警戒和机载火控系统中也都占有重要的地位。

（撰写：陈光余 审订：孙再龙）

jianluo

溅落 splashdown 返回器在水面降落的过程。虽然水对落体能起缓冲作用，但如果溅落速度超过一定范围，也难以保证返回器的结构完整和航天员的生命安全。因此，必须在返回着陆段采用气动力减速系统将返回器下降速度减至安全溅落范围。如“阿波罗”载人飞船，其返回舱的着水前下降速度为9～11 m/s。对某些底部为大直径钝头体的返回器来说，可以通过改变伞上吊挂方式，使其悬挂成以锐边先着水的有利姿



“阿波罗”飞船溅落过程

态入水，这样可以大大减小入水冲击过载。美国“双子星座”飞船和“阿波罗”飞船的返回舱就是采用这种方式入水。为防止返回器沉入水底，其上必须设有助浮装置，以便打捞船只或飞机将其取回。地球表面的71%是海洋，陆上江河湖泊星罗棋布，返回器即使采用陆上回收的方案，但在出现应急返回或意外情况时，仍有落入水中的可能性。因此，有些陆上回收系统还兼有水面降落的功能。

（撰写：林 斌 审订：李大耀）

jianheji

键合剂 bonding agent 又称偶联剂。固体推进剂中，在粘合剂和固体组分之间，由于化学、物理作用，增强界面结合力的物质。键合剂既要能与固体氧化剂表面发生物理或化学的作用，又要能通过化学反应与粘合剂相结合。使用键合剂是提高固体推进剂力学性能的有效方法。键合剂必须具备的条件是：能与氧化剂进行化学反应或被氧化剂物理吸附，能变为聚合物，能与粘合剂基体形成化学结合，以及能在氧化剂等固体颗粒周围形成高模量层。因此，键合剂的选择与粘合剂和固体填料的类型有关。常用的键合剂有氮丙啶类、醇胺类、酰胺类、腈基或硼酸酯类化合物。

（撰写：姚润森 审订：王北海）

jianshi fandao xitong

“箭”式反导系统 Arrow anti-missile system 一种反战术弹道导弹防御系统。由美国和以色列联合出资、以色列飞机工业公司研制，具有对付射程1000 km以下战区弹道导弹的能力。“箭”式反导系统的研制计划始于1988年，分3个阶段实施：第一阶段研制试验型“箭”-1导弹；第二阶段从1991年开始，研制尺寸稍小、质量较轻、能实战使用的“箭”-2导弹；第三阶段全面研制和试验可供以色列生产和部署的“箭”-2导弹防御系统。“箭”-2导弹防御系统由“箭”-2导弹、兼有预警和火控功能的“绿松树”相控阵雷达和“香



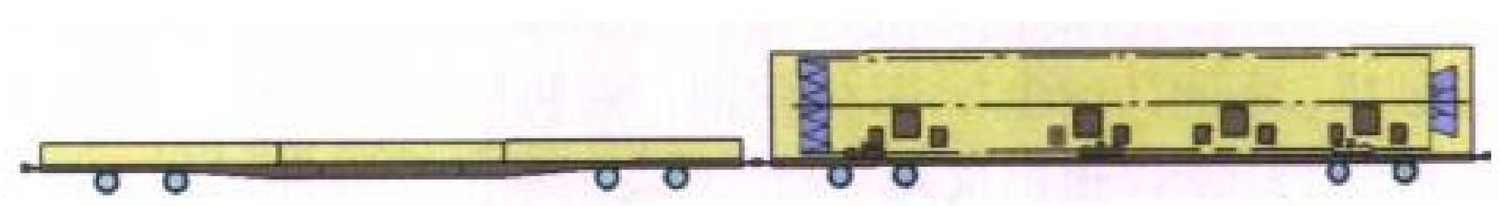
“箭”式导弹在发射中

橼树”作战管理系统组成。“箭”-2导弹的推进系统由一级固体助推发动机和一级主发动机组成，导弹弹长7 m，重1300 kg，最大飞行速度9 *Ma*。导弹制导采用初始段惯性制导、中段指令修正和末段主动雷达／被动红外寻的复合制导方式，命中精度较高。弹头装有定向爆破式战斗部，杀伤力较强，不仅足以摧毁常规装药弹头，也可摧毁化学和生物弹头。以色列计划部署3个“箭”式导弹连，每个连有4辆导弹发射车（各装6枚“箭”-2导弹），一部多功能相控阵雷达和一个作战管理与指挥控制中心。第一个导弹连已于2000年3月开始在以色列中部地区部署。

（撰写：高雁翎 审订：王毓兰）

jianti tielu yunshuche

箭体铁路运输车 railway transporter for rocket 用于火箭箭体长途运输的专用铁道车辆，通常与专用的转载平车一起组成车组，共同完成运输和装、卸车工作。“长征”系列运载火箭的箭体铁路运输车按箭体直径的不同分为两种车型：运输3350 mm直径箭体的车辆为薄壁筒型结构，车上铺设纵贯全车的轨道，轨距为1820 mm；运输2250 mm直径箭体的车辆外型为普通客车外型，车上设轨距为1435 mm的轨道。转载平车上铺设对应的轨道，装卸箭体时，以活动轨将两车的轨道接通，用支、托架车将箭体推进（出）车厢。



箭体铁路运输车编组示意图

（撰写：刘 民 审订：蔡连贵）

jiangjie

降解 degradation 在物理因素（如光、热、机械力、辐射等）或化学因素（如氧、水、酸、碱等）的作用下，高分子材料发生主分子链断裂，或者侧分子链脱官能团或发生变化的现象。聚合反应的逆反应，即解聚反应，是一类典型的降解反应。常见的高分子材料降解反应有热降解、光降解、氧化降解和水解降解4类。高分子材料发生降解，导致其聚合度、分子量和交联密度的降低，表现为强度降低、弹性消失、变软和发粘等现象。在固体推进剂中发生的降解主要是粘合剂的降解，其典型的降解反应有：以氮丙啶为固化剂的丁羧推进剂，由于粘合剂网络中P、N键在热和水的作用下发生胺酯重排而断裂；聚醚聚氨酯推进剂由于醚键水解而发生湿降解；硝酸酯增塑的双基推进剂、交联双基推进剂和高能聚醚推进剂中，硝酸酯的水解产物会引起粘合剂的酯基和醚键断裂。为防止固体推进剂粘合剂降解反应的发生，可针对不同的降解反应机理采取不同的防降解措施，如丁羧推进剂采用氮丙啶、环氧双元固化系统，含硝酸酯的推进剂或聚酯、聚醚推进剂一定要存放在干燥的环境条件下。

（撰写：王北海 审订：李谨卫）

jiaocha bianyi chengxu

交叉编译程序 cross compiler 本身在机器A上运行，但生成另一台机器B上的目标代码的编译程序。A机与B机是两种不同类型的机器，其中A机称为交叉编译程序的宿主机，B机称为交叉编译程序的目标机。交叉编译程序的主要用处是可以在软硬件资源较为丰富、具备必要的软件开发工具的宿主机上，为软硬件配置简单的目标机开发高质量的软件给予支持。交叉编译程序常用在嵌入式软件产品的开发中。

（撰写：叶东升 审订：周 涛）

jiaodian zhouqi

交点周期 draconitic period 航天器相邻两次相同方向经

过同一纬度圈的时间间隔。当纬度等于0°时，航天器两次相同方向经过赤道，这时的交点周期可称为节点周期。参见轨道周期。　　（撰写：张云彤　审订：范秦鸿）

jiaohui duijie

交会对接　rendezvous and docking (RVD)　两个航天器（一个称追踪航天器，另一个称目标航天器）在轨道同一位置以相同的速度会合并在结构上连成一个整体的过程。RVD属于航天器轨道和姿态控制范畴，它涉及两个航天器同时要进行多达12个自由度的轨道和姿态控制问题。空间的交会对接是实现空间站、空间平台和空间运输系统的空间装配、回收、补给、维修及营救等在轨操作的先决条件。典型的交会对接过程分为4个阶段：(1) 地面远程导引。追踪航天器在地面控制中心的操纵下，经过若干次机动变轨，进入到其敏感器系统能捕获目标航天器的范围（15～100 km）。(2) 自动寻的阶段。追踪航天器根据其敏感器系统测得的相对于目标航天器的运动参数，自动导引到目标航天器附近的初始瞄准点（距目标0.5～1 km）。(3) 最后接近和停靠。追踪航天器首先捕获目标航天器的对接轴，当对接轴不沿轨道飞行方向时，则要求追踪航天器在轨道平面外执行绕飞机动，以进入对接走廊，此时这两个航天器之间的距离约为100 m，相对速度约3～1 m/s。追踪航天器利用其敏感器系统精确测量两个航天器的距离、相对速度和姿态，并启动小推力器进行机动，使之沿对接走廊平移，向目标最后逼近。在对接合拢前关闭小推力器，以0.15 m/s或更低的停靠速度和允许的横向偏差与目标相撞。(4) 对接合拢。利用对接机构使两航天器在结构上实现刚性连接，并完成信息传输线、电源线和流体管线的连接。交会对接飞行操作根据人介入的程度和智能控制水平可分为手控、自动遥控和自主3种方式。1998年底，俄罗斯为国际空间站研制的“曙光号”功能货舱与美国研制的“团结号”节点舱成功对接，标志着RVD技术已迈向高精度、弱碰撞、人—机自主交会对接技术的新阶段。



“礼炮号”空间站和“联盟号”飞船的轨道联合体

（撰写：潘科炎　审订：吴宏鑫）

jiaohui duijie daohang zitai minganqi

交会对接导航、姿态敏感器　navigation and attitude sensor for rendezvous and docking　交会对接制导、导航和控制系统的信息测量部件。交会对接过程所用的导航和姿态敏感器主要有：微波交会雷达、激光交会雷达、GPS相对导航敏感器和接近敏感器。前苏联／俄罗斯的“联盟号”飞船与“和平号”空间站交会对接所用的测量敏感器是S波段应答式微波交会雷达。这种雷达产生追踪航天器与目标航天器视线坐标系的相对导航和姿态信息，测量范围为10 km～500 m，导航定位精度10 m，导航速度精度3 cm/s，三轴姿态测量精度0.9°。国际空间站采用新一代交会对接敏感器GPS相对导航敏感器(RGPS)、激光交会雷达(RVR)和接近敏感器(PXS)实现交会对接的导航和姿态测量。RGPS系统利用分别安装在追踪航天器和目标航天器上的差分GPS接收机，在目标轨道坐标系中测量这两个航天器的相对位置和相对速度。它的工作范围是50 km～300 m，导航定位精度40～0.4 m，测速精度1.2～0.1 cm/s。RVR在视线坐标系中近距离测量这两个航天器的相对位置和视线角，由RVR探头发射近红外激光束，通过测量目标反射器之间的相位差测量这两个航天器的相对距离；同时由两维CCD反射器的图像处理器计算两航天器的视线角，其近程工作范围为660～0.3 m，导航精度0.1 m，方位角和仰角精度为0.05°。PXS用于在对接前的10～0.35 m距离内测量这两个航天器的相对位置和姿态。PXS在轨飞行标定精度很高，距离测量精度高达0.001 m，姿态测量精度0.001°。国际空间站上采用的新一代交会对接敏感器系统是目前水平最高的测量系统，正处于试验和定型阶段。

（撰写：王旭东　审订：李铁寿）

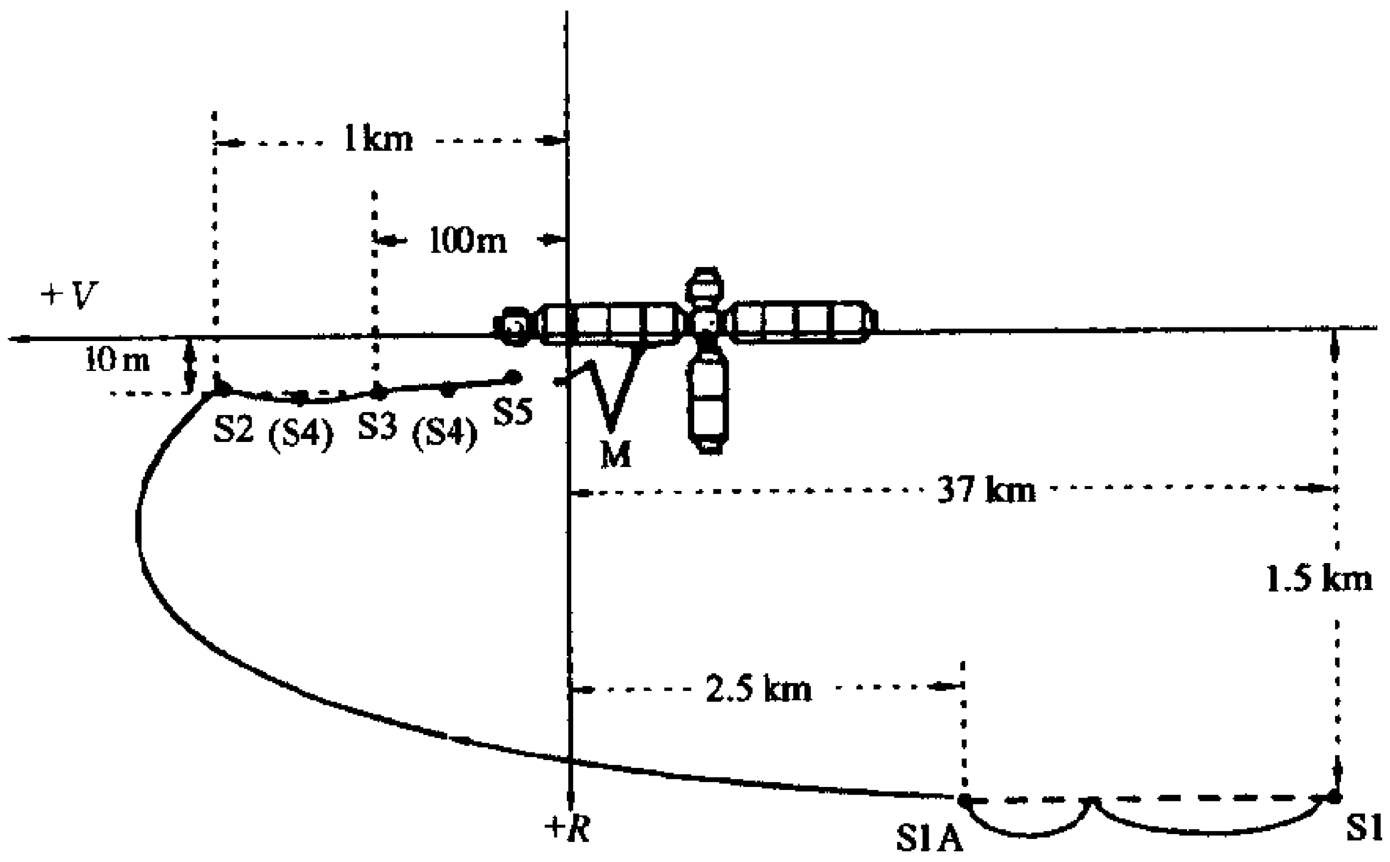
jiaohui fujiao cha

交会幅角差　rendezvous argument difference　追踪航天器与目标航天器的轨道幅角之差（Δu）。交会的幅角差决定了追踪航天器的发射窗口、交会飞行所需时间和交会机动所需消耗的推进剂量。“联盟号”飞船与“和平号”空间站的交会幅角差Δu取160°~340°，所需的交会机动速度增量最小。一般设计追踪航天器的椭圆轨道幅角落后于目标航天器的椭圆轨道幅角，且追踪航天器的初始椭圆轨道半长轴小于目标航天器椭圆轨道半长轴。追踪航天器交会飞行过程大约经历4次轨道控制机动，以不断调整交会幅角差，使之逐次减小，简称调相控制。1977年2月10日发射的“联盟”26号飞船与“礼炮”6号空间站的初始轨道幅角差为−90°，两航天器椭圆轨道半长轴之差为−63 km，经25 h 44 min完成交会对接。1995年6月27日“亚特兰蒂斯号”航天飞机轨道器与“和平号”空间站的初始轨道幅角差为113°，经41 h 13 min才完成交会对接。

（撰写：王旭东　审订：陈义庆）

jiaohui jincheng daoyin

交会近程导引　rendezvous homing guidance　追踪航天器捕获目标航天器后，根据其上装载的交会对接敏感器系统测得的这两个航天器的相对距离、相对速度和姿态信息自主地进行轨道控制和姿态控制的过程。一般又称交会寻的制导。近程导引有两种方法：(1) 轨道导引法。此时必须已知目标航天器的轨道参数，追踪航天器需带有确定它与目标航天器之间相对运动参数的设备和计算机。典型的轨道导引法有C−W交会法。(2) 自主导引法。这种方法无需已知目标航天器的轨道参数。常用的自主导引法有平行交会法和走廊式水平交会法。这类方法所消耗的推进剂比第一种方法多，但简单可靠。“联盟号”飞船进入离“和平号”空间站35 km处的交会走廊后，由飞船上控制计算机计算飞船交会雷达产生的导航信息。飞船按最优轨迹控制矢量制导，进入离空间站约1 km的瞄准点。飞船飞行到第34圈时进入空间站的对接走廊或到达绕飞的待命点，然后进入交会的最后停靠阶段。



自动运输飞船(ATV)向国际空间站停靠的近程导引轨迹

S1—指挥和管理区边界；S1~S1A—自由漂移(修正导航误差)；S1A~S2—霍曼变轨；S2~S3—粗捕获；S3~S5—精捕获(近程RVD敏感器)；S4—冷气系统推进区(可以在S3之前或S3之后)；S5—ATV向国际空间站停靠；M—遥控机械臂

(撰写：潘科炎　审订：吕振铎)

jiaohui yuancheng daoyin

交会远程导引　rendezvous remote guidance　地面指令控制追踪航天器从初始轨道进入调相轨道，经轨道相位修正机动使追踪航天器到达其导航敏感器系统能捕获目标航天器的轨道的制导控制过程。一般又称地面导引。根据交会的初始和终端条件以及导航手段的不同，采用的交会制导方法有霍曼交会、兰勃特交会和多弧段最优交会等。霍曼交会是两个共面圆轨道之间的推进剂最节省的交会，其机动过程操作简单，追踪航天器可保持对地定向，但由于交会过程视线变化很大，故导航和制导误差对交会参数的精度影响较大。兰勃特交会可以是非共面的两个椭圆轨道航天器之间的固定点交会。多弧段交会则是两个近地圆轨道航天器在交会时间固定条件下的远程地面导引最优交会。“联盟号”飞船与“和平号”空间站交会的地面远程导引正常情况下为2天。在飞船运行的第3和第4圈进行第一次轨道机动，飞船进入调相轨道。当飞船运行到第32和第33圈时进行第二次轨道机动，开始进入目标轨道的交会走廊，此时离“和平号”空间站约100 km。在上述两次轨道机动之间的第17圈，可以由地面测控，进行调相轨道修正机动。

(撰写：潘科炎　审订：王长龙)

jiaopiancang fanhui fangshi

胶片舱返回方式　returnable film module mode　胶片舱从卫星上分离出来，脱离运行轨道，重返地球稠密大气层并在地面安全着陆传回胶片信息的方式。有些对地观测卫星采用胶片作为所获得的对地观测信息存储载体，获得的对地观测信息全部记录在胶片上，只有将胶片舱安全返回地面，才能把观测所得信息传回地面。胶片舱的返回，一般分成4个阶段，即离轨、过渡、再入和回收。离轨阶段，胶片舱从卫星分离出来后，通过姿态控制进行返回前的姿态调整，此后胶片舱所带的制动发动机工作，使胶片舱脱离原运行轨道，进入一条能进入地球大气层的过渡轨道。过渡阶段，从离开原运行轨道到进入大气层为止。胶片舱在大气层外沿过渡轨道返回时基本按天体力学规律运动。由于在离轨前采用了起旋稳定，在过渡段必须完成消旋过程，使胶片舱在进入大气层飞行时，有很小的自旋速度，使迎风面不固定于胶片舱的某一方位，从而使烧蚀均匀。再入阶段，胶片舱进入大气层，将经受严酷的热环境，胶片舱返回一般采用弹道式返回，通过合理的外形设计和布局设计，可使胶片舱在再入大气层飞行时，始终处于稳定飞行状态。回收阶段，胶片舱在经受高空减速后，在下降到距地面20 km左右高度时，打开降落伞，用降落伞进一步减速，直至以一定速度垂直下降，安全着陆。

(撰写：吴开林　审订：章正熙)

jiaopingmian zhenlie

焦平面阵列　focal plane array (FPA)　探测单元有规则地集成在同一芯片上，并具有光信号探测、信号存储和信号传输功能的器件。主要是红外探测器阵列，波段可覆盖近红外、中红外和长波红外，用于红外成像。焦平面阵列可分为扫描焦平面和凝视焦平面两类。扫描焦平面用于扫描成像系统，通常有4 N、6 N、16 N系列，和4 × 188元、6 × 480元、16 × 2048元等。通过时间延时积分（TDI）功能提高系统的信噪比。凝视焦平面主要用于凝视成像系统，常用的有64 × 64元、128 × 128元、256 × 256元、512 × 512元等产品。焦平面阵列从构造上可分为单片和混合式两种。探测单元和信号存储、信号传输电路做在同一芯片上的称为单片结构；探测单元和信号存储、信号传输电路做在两个不同芯片上，再将两个芯片粘接互连而成一体的称为混合式焦平面阵列。从工作温度来分，可分为制冷型和非制冷型两种。典型的制冷工作焦平面阵列有PtSi肖特基势垒焦平面、InSb焦平面和HgCdTe焦平面，工作温度在77 K左右；非制冷工作焦平面有单片硅微测热辐射计和混合式热释电测热辐射计等。焦平面阵列的进一步发展是灵巧焦平面阵列或称为Z结构的焦平面阵列。它是将必要的读出处理电路与多谱段探测器层组合在一起，在各层之间采用超晶格以改善生长结构和控制电路界面。

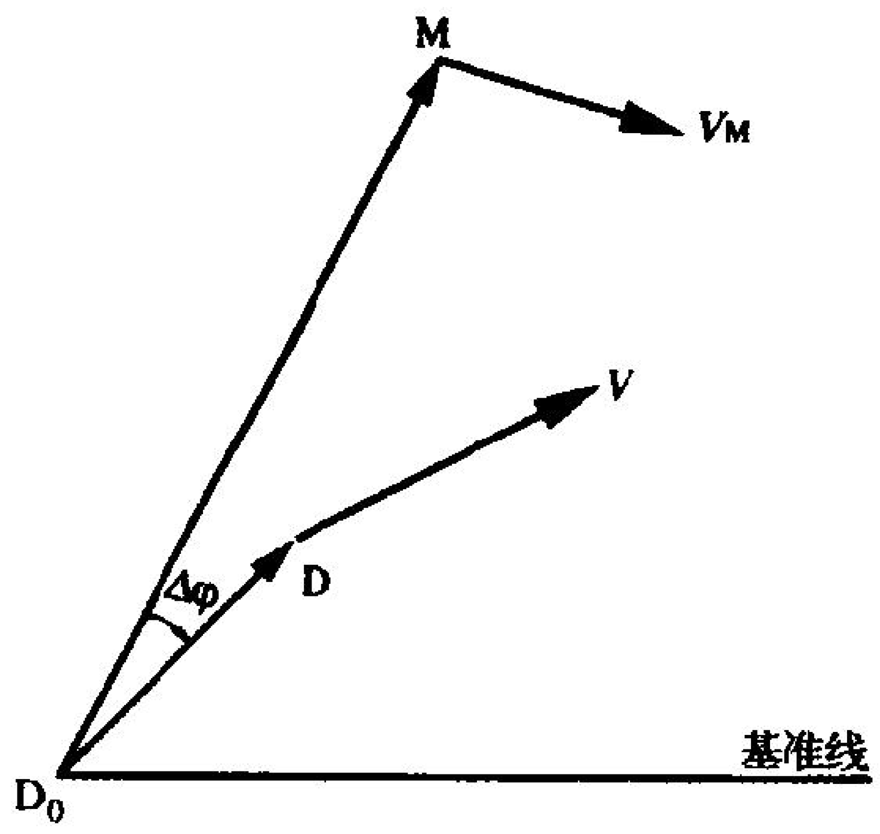
(撰写：裘效诚　审订：孙再龙)

jiaopingmian zhenlie hongwai daoyintou

焦平面阵列红外导引头　focal plane array IR seeker　简称FPA导引头。指用焦平面阵列(FPA)作为成像传感器的红外导引头。焦平面阵列有两种类型：扫描FPA和凝视FPA，相应的系统分为扫描FPA成像系统和凝视FPA成像系统，它们同属第二代红外成像系统。目前，近红外和中红外的FPA导引头多采用凝视成像；而长波的FPA导引头采用扫描成像居多。凝视FPA导引头结构紧凑，体积小，性能高和信息丰富，可以实现在各种复杂背景和伪装中识别目标及其他智能攻击的算法，具有很强的抗干扰能力，尤其是能够做到高达1000帧的成像速率，可实现高精度连续跟踪。FPA导引头已成为精确制导的首选方案。20世纪90年代中期，中波凝视FPA导引头率先在直接碰撞的动能拦截武器中得到成功应用。如美国战区高空区域防御系统，该导引头采用InSb 256 × 256元凝视FPA。功能齐全，规模大和性能卓越的灵巧FPA的诞生，使第三代红外成像系统有望实现，这预示着新一代FPA导引头即将问世。(撰写：杨应槐　审订：孙再龙)

jiaodufa

角度法　deflected pursuit course method　控制“导引站—目标线”与“导引站—导弹线”间的夹角$\Delta\varphi$的变化规律，使其在命中点为零的导引方法。前置量法为角度法的一种。三点



角度法

D_0—导引站；D—导弹；M—目标；V—导弹速度；V_M—目标速度

法为角度法的特例。（撰写：成楚之　审订：彭冠一）

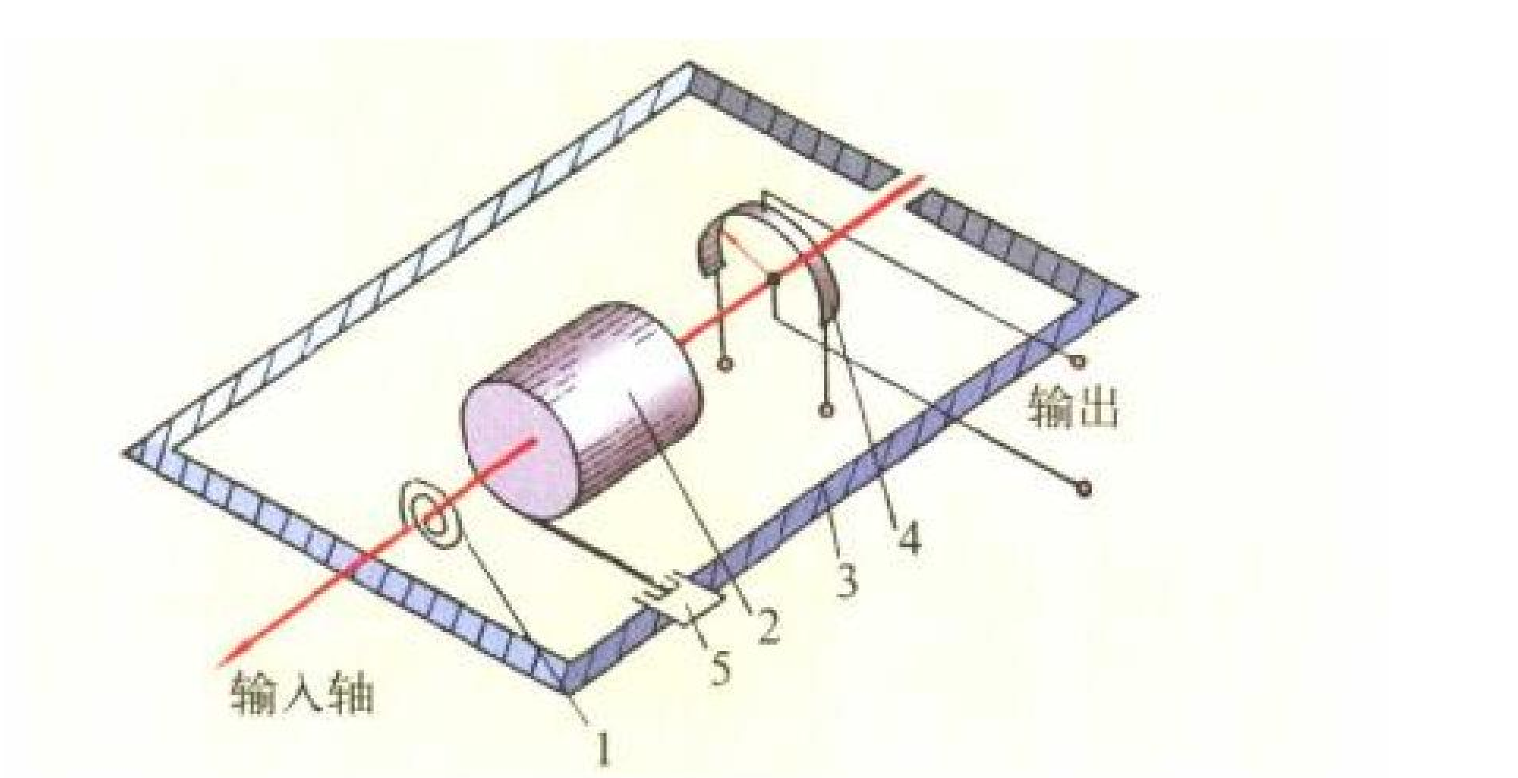
jiaodu genzong

角度跟踪　angle tracking　连续地测量目标在空间的角位置，实时送出目标的空间角位置坐标数据，并随时将目标偏离基准（电或光轴）的角位置误差转换成角误差信号，实现探测系统对目标的跟踪。根据目标信号的特征不同，有雷达、红外、光学系统等角度跟踪。在雷达中，使某一选定的活动目标始终处于天线主瓣内，而使主瓣角度指向产生的运动，称为雷达角度跟踪。根据天线波束驱动方式不同，采用机电伺服系统转动天线座，或采用相控阵天线用电子方式控制波束指向。由于测量角位置误差的方法不同，可形成不同的角跟踪方式，常用的有顺序波瓣圆锥扫描角跟踪和瞬时波瓣比较单脉冲角跟踪体制。

（撰写：吴佩伦　审订：郝祖全）

jiao jiasuduji

角加速度计　angular accelerometer　测量运动物体转动加速度的装置。由扭簧、检测质量、壳体、信号传感器和阻尼装置等组成（如图）。当运动物体沿输入轴有角加速度时，就在检测质量上作用与角加速度成比例的惯性力矩（比例常数就是检测质量绕输入轴的转动惯量），这一惯性力矩由一端固结于壳体，而另一端与检测质量相固结的扭簧的弹性力矩来平衡，并通过信号传感器获得与角加速度成比例的电信号。角加速度也可用单自由度陀螺仪来测量。



角加速度计原理图

1—扭簧；2—检测质量；3—壳体；4—信号传感器；5—阻尼装置

（撰写：高可人　王毓兰　审订：梁瑞琦）

jiao shanshuo

角闪烁　glint　在跟踪测量扩展目标的角度时，由目标不同部位反射干涉而引起的角误差。产生角闪烁的原因目前有目标回波波前畸变或回波能量传播方向畸变两种解释。从目标特性的观点来看，凡尺寸能与波长相比，且具有两个或两个以上散射中心的任何目标，在跟踪它时都会产生角闪烁。严重的线偏差峰值可能会越出目标尺寸跨度。对远距离探测雷达来说该偏差影响很小；但对近距离跟踪雷达，特别是对飞行器寻的制导来说，该偏差将引起严重的跟踪误差，以至丢失目标或产生严重脱靶量。角闪烁线偏差可用外径向归一化的波印亭矢量来表示：

$$q_{\psi,\theta}=\frac{RP_{\psi,\theta}}{P_r}$$

式中 R 为斜距；P_r，$P_{\psi,\theta}$ 为波印亭矢量的球坐标分量；$q_{\psi,\theta}$ 单位为m。角闪烁及其控制是一项新颖的高技术课题，角闪烁的抑制可以减小跟踪误差，人为地增强角闪烁，可以起到隐身的效果。（撰写：向家武　审订：朱志浩）

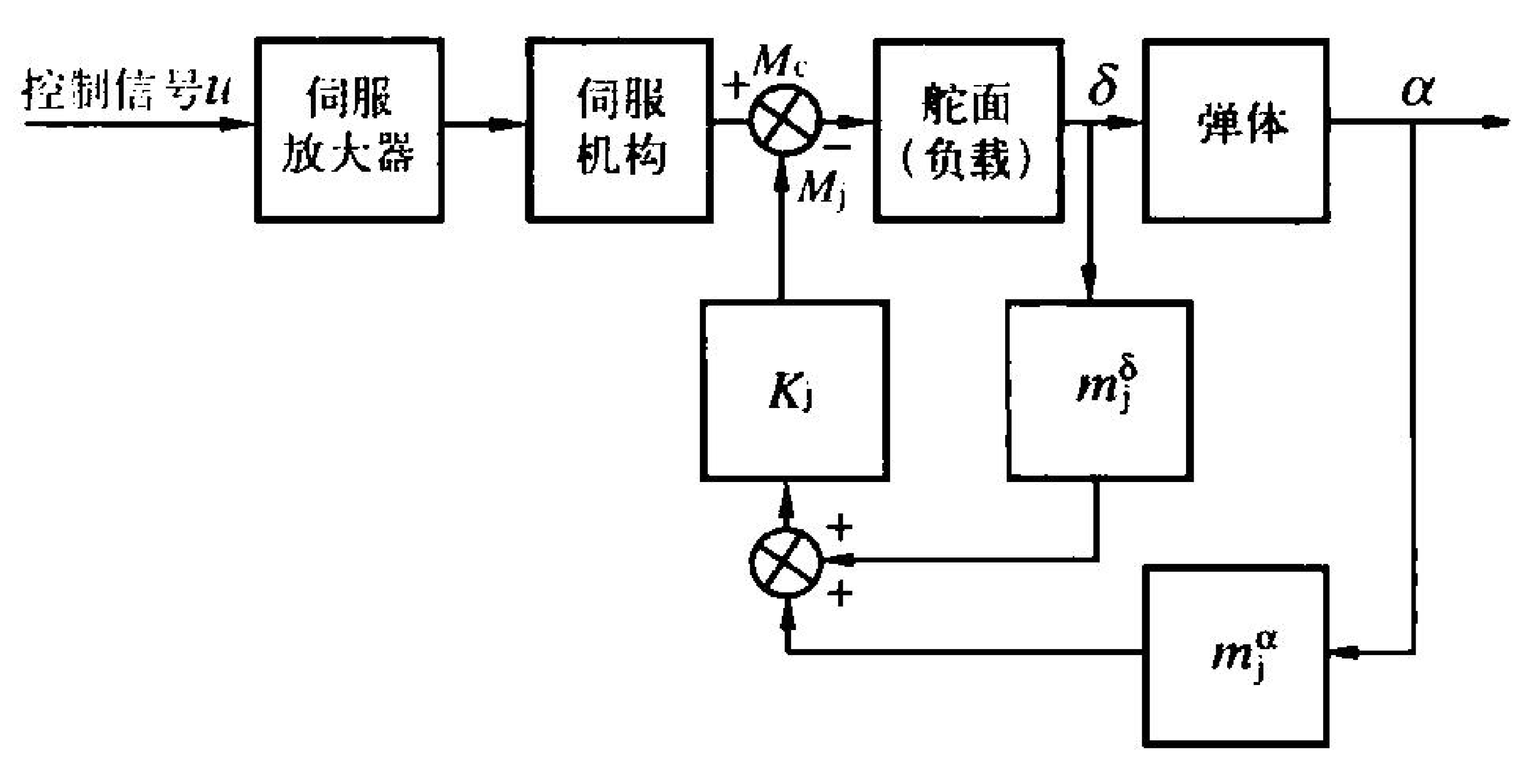
jiaoxishu

角系数　angle factor　影响物体表面之间辐射热交换的一种几何因素，其含义为：从第一个物体表面发射出的总能量中到达第二个物体表面的那一部分所占的份额。亦称1表面对2表面的角系数。有关角系数的两个重要定理是：(1) 互换性：两个辐射换热表面的角系数具有互换性，即：面积1 × 面积1对面积2的角系数 = 面积2 × 面积2对面积1的角系数。(2) 归一性：对一个封闭的多表面体系，某一个表面与其他所有表面的角系数的总和等于1。角系数亦叫形状系数、视角系数。角系数的概念只适合于漫反射表面（符合朗伯余弦定律）。

（撰写：郭　舜　审订：文耀普）

jiaolian liju fankui sifu jigou

铰链力矩反馈伺服机构　hinge moment feedback servomechanism　指系统中没有位置反馈而依靠作用在舵面上的气动铰链力矩（静态负载）来实现反馈的伺服机构。其工作原理如图所示。其调节规律是采用伺服机构输出力矩 M_c 与控制信号 u 成正比，静态时伺服机构的输出力矩 M_c 与铰链力矩 M_j 相等，即



铰链力矩反馈伺服机构方块图

$$M_c=M_j=K_j(m_j^{\alpha}\alpha+m_j^{\delta}\delta)$$

式中 K_j 为与空气密度、飞行速度等参数有关的系数；$m_j^{\alpha}\alpha$ 为铰链力矩系数对迎角 α 的偏导数；$m_j^{\delta}\delta$ 为铰链力矩系数对舵偏角 δ 的偏导数。铰链力矩反馈伺服机构的特点：(1) 在导弹飞行中随着空气密度和飞行速度的变化，伺服机构的增益能自动地进行调整，无需加速度计和速压传感器等测量元件；(2) 由于带负载的伺服机构的时间常数远大于弹体周期运动的时间常数，这样伺服机构相当于一个低通滤波器，不需要用速率陀螺测量弹体角速度来阻尼弹体绕质心的摆动。铰链力矩反馈伺服机构的优点是可以简化导弹飞行控制系统。其缺点是动态品质差；

铰链力矩较大，因此伺服机构所需功率也较大。

（撰写：高可人　审订：何立萍　王毓兰）

jiaolian liju shiyan

铰链力矩试验　hinge moment test　在风洞中测量飞行器操纵面转轴铰链力矩的试验。气流流过飞行器舵面，作用在舵面上的气动力对舵面转轴产生的力矩称铰链力矩。在导弹飞行过程中，它是伺服机构必须克服的主要负载力矩，其数值与舵的面积S，舵偏角δ、导弹迎角α、飞行速度V和空气密度ρ等参数有关，它是伺服机构设计的重要原始数据。其计算式如下

$$\begin{cases} M_j=\dfrac{1}{2}\rho SV^2 b_{pj}(m_j^\alpha \alpha + m_j^\delta \delta) \\ \quad =K_j(m_j^\alpha \alpha + m_j^\delta \delta) \\ K_j=\dfrac{1}{2}\rho SV^2 b_{pj} \end{cases}$$

式中 M_j为铰链力矩；b_{pj}为平均气动力翼弦；m_j^α为铰链力矩系数对α的偏导数；m_j^δ为铰链力矩系数对δ的偏导数。铰链力矩试验有下述几种类型：(1) 全模型铰链力矩试验；(2) 半模型铰链力矩试验；(3) 部件模型铰链力矩试验。铰链力矩的气动性能一般利用实验方法测得，测量铰链力矩多采用应变式天平。

（撰写：马宝国　审订：周世勤　刘坤山）

jiaofei

校飞　calibration flight　利用飞机飞行检验和鉴定外测系统(设备)动态功能、性能和精度的试验。通常校飞分为性能校飞和精度校飞。用于检查外测系统(设备)上、下行信道和跟踪性能、工作状态、切换方式、作用距离及各系统之间工作的协调性，并考核其工作的稳定性和可靠性的校飞称为性能校飞。用于鉴定外测系统(设备)精度和分析不同性质误差的校飞称为精度校飞。校飞的飞机上装有外测系统(设备)的合作目标，精度校飞的飞机上还安装有比较标准用的合作目标。

（撰写：刘利生　审订：黄学德）

jiaohe yanzheng queren

校核，验证，确认　verification,validation and accreditation (VV&A)　数学模型的正确与否和精确度直接影响到仿真的置信度。验模过程是对模型的评估过程，有时统称为VV&A。它们的含义如下：校核——对模型的正确性、设计要求、算法、内部关系和其他技术说明的一种确定过程；验证——根据模型预期的使用目的，对模型是否精确地表示了真实世界中客观事物的一种确定过程；确认——由管理部门根据专家评审和经验，证明模型可在特定的应用领域使用的一种过程。

（撰写：周浦南　审订：王东木）

jiechudui fenlili

接触对分离力　contact separating force　接触对插合后，沿分离方向缓慢拔出时所需的力。它由接触压力、材料的摩擦系数决定，用公式表示为

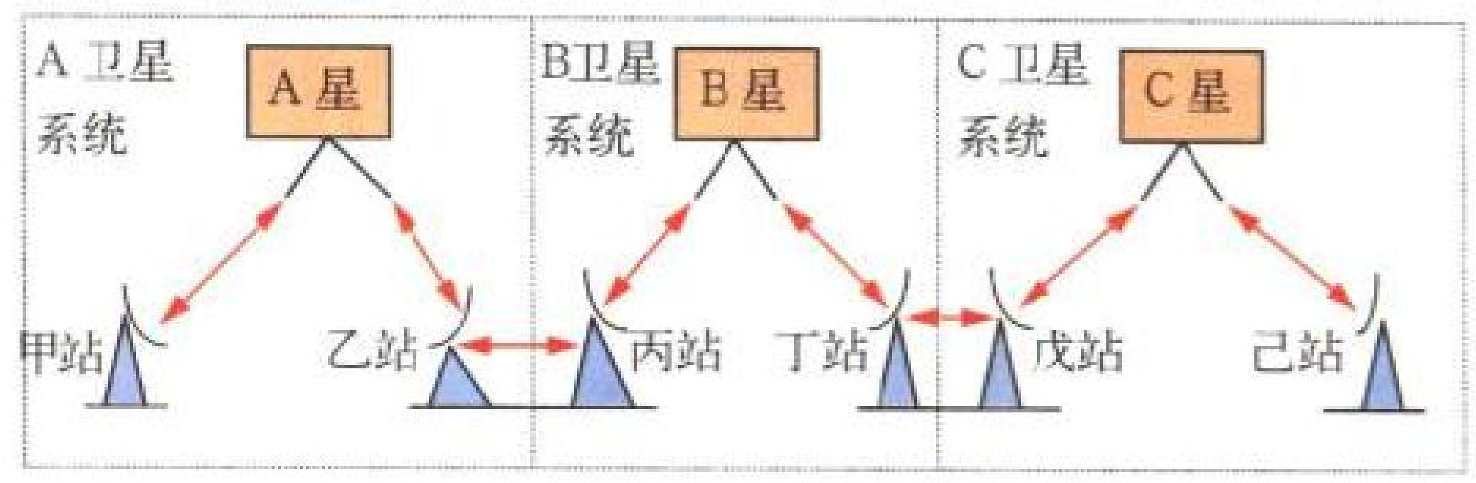
$$F=\mu P$$

式中 F为接触对分离力；P为接触压力；μ为材料摩擦系数。在保证电接触良好的情况下，总是希望分离力小些为好，否则会使多路连接器的总分离力增大，导致插拔困难及磨损大等弊病。某些场合为减小分离力，可在接触体的接触表面涂一薄层电接触润滑剂。

（撰写：马宝国　审订：周世勤　刘坤山）

jieli tongxin weixing lianlu

接力通信卫星链路　relay communication link with satellite　通过卫星进行接力通信的链路。它包含两方面的内容：(1) 地面微波中继通信通过卫星使通信双方最终构成通信线路的链路；(2) 同一卫星系统两个站之间、两个或三个卫星通信系统之间进行接力，使通信双方最终构成通信线路的链路。第一条是指，由于种种原因，如地域、地形，自然灾害等致使地面微波中继通信系统本身不能与欲通信的对方构成通信线路，须借助卫星通信线路才能沟通的链路。第二条意指两站之间通信时，由于地形复杂，其他通信方式难以完成，建立卫星链路更经济有效，或由于距离太长，单跳卫星系统不能满足要求，需要两跳甚至三跳才能将通信双方彼此沟通的卫星通信链路。单跳、双跳和三跳原理如图所示。由图可以看出，甲乙两站间通过卫星A构成了通信链路，称为一跳链路。甲和丁站之间通过A、B两颗通信卫星的甲、乙、丙、丁4个站才能构成链路，称为两跳链路。甲和己站之间将经过甲、乙、丙、丁、戊、己6个站才能构成链路，称为三跳链路。一跳链路多用于省内、国内，两跳和三跳链路多用于跨洋、跨洲的国际链路。



卫星通信单跳、双跳、三跳示意图

（撰写：邝振勋　审订：郑松辉）

jieshouji

接收机　receiver　在无线电系统中接收已知或未知的无线电信号，并从中检测出所需要信息的设备。早期的接收机一般是模拟式的。随着数字技术的迅速发展，现已出现了全数字化的接收机和由软件定义的接收机。数字接收机能容易地保留信息并长期储存，还可以运用各种数字信号处理方法，灵活地从数字化的信号中提取所期望的信息。接收机的主要组成部分有：低噪声前端放大器、本地振荡器、下变频器、中频放大器、解调解码器和视频电路等。不同用途的接收机工作在不同频段上。接收机按照工作频段可以分为高频接收机、甚高频接收机、特高频接收机、超高频接收机和极高频接收机。接收机的主要性能指标有：灵敏度、带宽、选择性、动态范围和输出信噪比。这些指标要按完成的具体任务确定，其中有的指标需进行必要的折衷。

（撰写：陈豪　审订：谢军）

jieshouji yu xinhao chuli de kangganrao

接收机与信号处理的抗干扰　receiver signal processing antijamming　基于接收机和信号处理的特性，降低电子干扰对雷达性能影响的技术。与接收机有关的主要抗干扰技术是增大动态范围，以防止接收机和信号处理通道被干扰信号饱和。通常是用低增益线性放大器或对数或线性—对数放大器来实现。雷达接收机中的其他常用技术，例如自动增益控制、快时间常数电路、时间灵敏度控制等，虽然通常不叫抗干扰技术，但对于防止接收机饱和也是有用的。Dicke-Fix装置(亦称宽—限—窄电路)和各种限幅器也可用来抗积极干扰。为增强抗干扰能力，通常采用相参信号处理，在现代雷达中通过数

字方式来实现，包括线性调频和相位编码脉冲压缩、动目标显示、动目标检测、相参积累和脉冲多普勒处理以及恒虚警率检测等。除了时间域和频率域的信号处理外，空间域的信号处理亦广泛用于抗干扰。这些技术包括自适应旁瓣对消和旁瓣消隐，以及自适应数字波束形成等。在现代雷达中，用极化域的信号处理（如极化滤波等）抑制电子干扰的技术越来越受到重视。空间域和极化域的抗干扰处理算法是在雷达信号处理系统中实现的，但需要雷达天线系统提供必要的硬件支持，如辅助天线、多子阵天线和正交极化收发天线等。与信号处理有关的抗干扰技术是雷达抗干扰技术中最活跃的领域。

（撰写：王 励　审订：陆林根）

jieliu zhilengqi

节流制冷器 throttle refrigerator 又称焦耳—汤姆逊（J-T）制冷器。利用焦耳—汤姆逊效应来获得低温的制冷器。其原理是在绝热和不对外作功的条件下，高压气体经过多孔物质或小孔实现节流膨胀（从高压降低压力）使气体温度下降。其制冷温度取决于气体的种类和气压。这种制冷器按制冷剂（制冷工质）的循环形式分为开式和闭式节流制冷器两种。为了获得更低的温度，可用两个节流制冷器耦合在一起构成双级节流制冷器。其优点是体积小、质量轻、启动时间短、气源备用时间长，制造工艺简单、经济，操作维护简便；缺点是气源可得性差，对气体的纯度要求高。节流制冷器主要用于红外探测器中，在军事和高科技领域有广泛的应用前景。特别是微型节流制冷器技术的重大进展，为电子系统的“点冷却”提供了一种很有前途的简易、可靠、小型冷源。

（撰写：邓树森　审订：夏春华）

jiejing tuijinji

洁净推进剂 clean propellant 在使用中，本身及其蒸气、燃烧产物或分解产物对环境无污染、对人员无毒害的推进剂。目前国外多称无毒推进剂。液氧、液氢、乙醇和过氧化氢等都是洁净推进剂的组分。目前使用的液体推进剂多数是有毒的，诸如硝基氧化剂、肼类燃料和胺类燃料。它们本身及其燃烧产物对环境都有污染，对人员也都有毒害。特别是发动机试车和火箭发射时，由于燃气瞬间大量排放且成分复杂，防污治理十分困难。为了保护生态环境和人员健康，今后在选用推进剂时，应着重考虑洁净推进剂。

（撰写：蒋凤翥　审订：胡平信）

jiegou yinshen cailiao

结构隐身材料 constructed stealth material 兼有隐身和承载的双功能结构材料。隐身材料主要是减弱武器系统的特征信号。根据特征信号的类别，隐身材料可分为雷达隐身、激光隐身、红外隐身、声呐隐身等多种隐身材料，以及兼有多种隐身功能于一体的隐身材料。通常所称的结构隐身材料指雷达隐身、结构承载一体化的复合材料。结构隐身材料可通过结构设计、电磁阻抗匹配设计、成型工艺设计等，制成各种形状复杂的结构隐身部件。结构稳身材料由增强纤维、基体及电磁吸收剂等组成。增强纤维通常指玻璃纤维、芳纶纤维、碳化硅纤维、氧化铝纤维、氮化硅纤维和氮化硼纤维等，碳纤维由于电阻率低，连续碳纤维增强复合材料对电磁波几乎为全反射型，因此碳纤维只能用作结构隐身复合材料的底层，而不能用作电磁波入射的面层。基体可分为有机基体和陶瓷基体。吸收剂有电损耗型、磁损耗型和电磁损耗型，常用的有铁氧体、超细金属粉、导电高分子、炭粉、短纤维等。

按其结构可分为层板型和夹层型。层板型结构隐身材料由数层不同电磁特征的材料层组成，其电磁阻抗沿电磁波入射方向呈梯度变化，底层宜采用反射层。夹层型结构吸波材料由面板和夹芯组成，面板为纤维增强复合材料，夹芯可采用蜂窝、波纹或泡沫塑料等结构。夹芯中可填加吸收剂或电阻片隔离层。由于夹层型结构厚度较大，适合作为宽频带高吸收的电磁隐身结构。结构隐身材料可广泛应用于军用飞机、舰船及地面战斗车辆等的结构部件。

（撰写：冯志海　审订：胡连成）

jielian guandao xitong

捷联惯导系统 strapdown inertial guidance system 陀螺和加速度计直接安装在载体上，用计算机来建立导航参考系（数学平台）的惯导系统。捷联惯导系统中至少由3个加速度计、3个单自由度速率陀螺按照设计的方向固定安装在一起构成测量组合体。该组合体与载体固连安装，因此称为捷联惯性测量组合。在导弹发展的初期，曾采用过两个位置陀螺（水平陀螺、垂直陀螺）和3个加速度计构成位置捷联惯导系统。目前广泛应用的是由3个速率陀螺、3个加速计构成的捷联惯导系统，为了与位置捷联惯导系统相区分，它亦称速率捷联惯导系统。该系统主要是用一个数学平台来代替一个机械平台，工作原理参见*速率捷联惯导系统*。它的主要特点如下：(1) 取消了复杂的平台机械系统，因而体积小，成本低，维修简单；(2) 便于配置冗余度，提高了系统工作的可靠性；(3) 对惯性元件提出了很高的性能要求和严格的环境要求，如要求能适应大的输入速率和产生大的加矩速率，要求抗振动、抗冲击性能好等；(4) 要求计算机容量大，计算速度快，可靠性好。随着新型陀螺仪和计算机的迅速发展，这种系统在导弹及航天飞行器上得到日益广泛的应用。

（撰写：于绍浦　审订：王京武）

J

jielianshi daoyintou

捷联式导引头 strapdown seeker 角鉴别器与导弹壳体刚性联接的导引头。捷联式导引头分为两类：一类是导引头波束轴与导弹纵轴重合，固定不变。这种导引头只能用于追踪法导引的导弹，攻击低速或静止目标。另一类是导引头波束轴可以独立于弹轴自由跟踪目标，相控阵导引头属于这一类，它采用电控方式稳定和扫描波束。它的优点是：(1) 不用万向支架和机电（或液压）伺服系统，避免了精密机械加工要求；(2) 具有快速跟踪特性，去耦合能力强，天线罩折射效应对制导系统影响小；(3) 无活动部分，抗震、抗冲击能力强；(4) 波束跟踪范围大，适于攻击高机动、高性能目标的导弹应用。

（撰写：马宝国　审订：刘坤山）

jielian xitong tuoluoyi

捷联系统陀螺仪 gyroscope for strapdown system 捷联惯性导航系统中直接安装在载体上的陀螺仪。在捷联式惯性导航系统中，由于直接把陀螺安装在载体上，因而会受到载体各种运动的干扰而产生动态误差。这样就要求陀螺具有高精度和高稳定性，并能耐冲击振动，承受很高的输入速率。例如，能在输入速率从0.001°/h～400°/s的范围内工作；力矩器必须具有大范围的力矩速率，如达到400°/s且需具有很好的线性度；浮子应比平台陀螺具有更高的动平衡精度等。目前已研制出多种既可保持很低的陀螺漂移率又可在很高的角

速度下工作的陀螺仪。其中激光陀螺仪具有独特的优点，它没有活动件，提供的基准不取决于旋转质量，测量角速度不受限制，可靠性高，制造成本较低，适合用于捷联式惯性导航系统。（撰写：高雁翎　审订：彭　飞）

jiehuoqi

截获器 acquisition circuit　在目标检测中，按照一定的检测准则来判决目标信号是否存在，并在判决目标存在时，实时地使系统的跟踪回路从预定或搜索状态转入工作或跟踪状态的过程称截获，完成截获过程所借助的装置或电路称截获器。按目标信号的特征，分为距离、角度、多普勒频率截获等。在雷达中常用聂孟—皮尔逊准则，它是建立在给定的虚警概率条件下，使发现概率达到最大，并根据接收机输出信号是否超过预先规定的门限，判决目标是否存在，实现距离截获。截获器由检测器和执行电路组成。检测器由信号处理电路和门限电路组成。执行电路是一个带有继电功能的电子开关。

（撰写：吴佩伦　审订：郝祖全）

jiesuo zhuangzhi

解锁装置 unlocking device　连接器上用以解除锁紧状态的装置。它可以是一根简单的拉线（杆）或熔线机构，也可以是一个较复杂的电磁、电爆或气动等机构。解锁时，只需给锁紧装置中的锁紧件一个力，使其沿解锁方向位移而实现解锁。解锁能力由解锁力、解锁行程和解锁功等参数确定。

（撰写：马宝国　审订：周世勤　刘坤山）

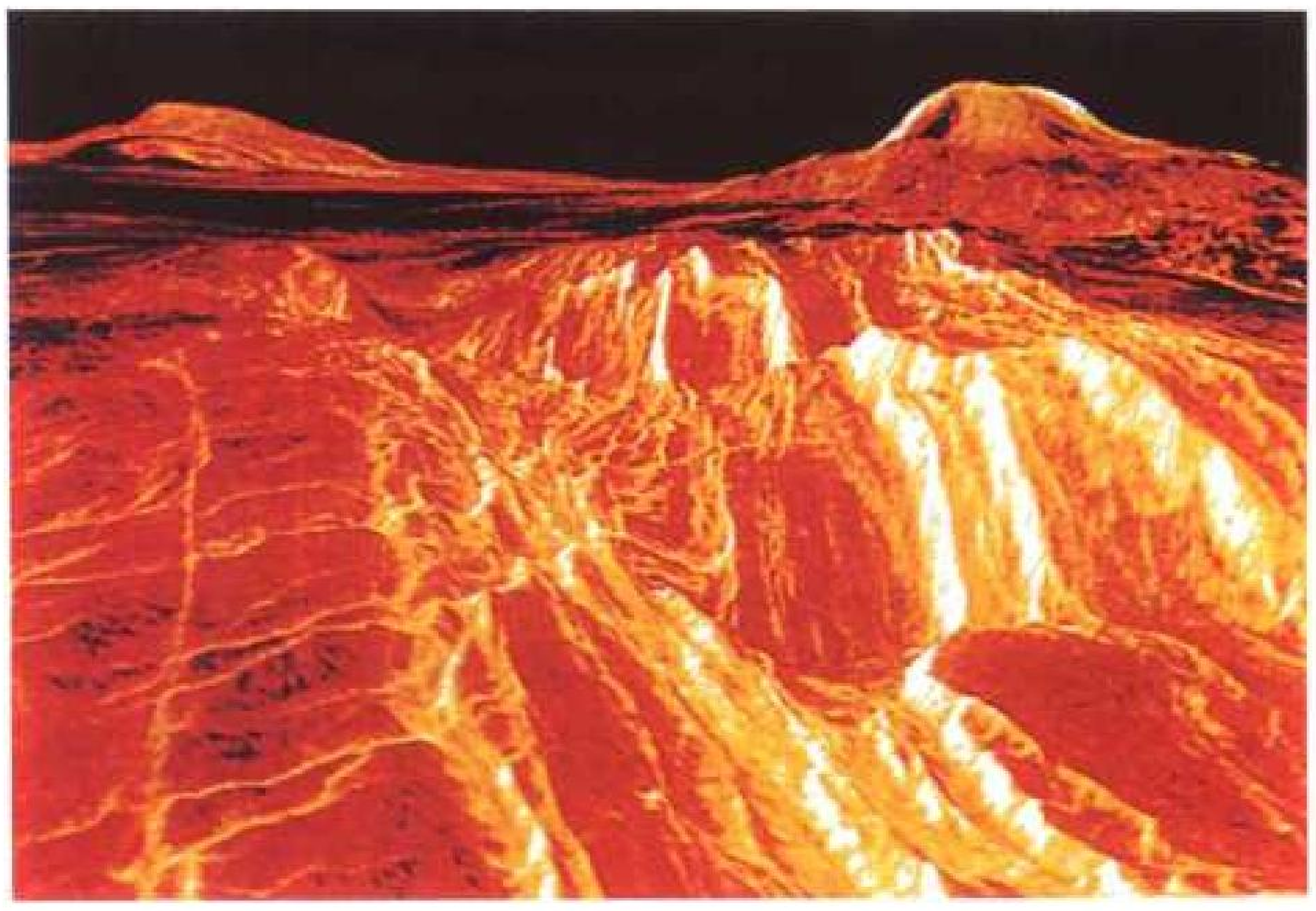
jinshu xianwei

金属纤维 metal fiber　由金属制成的纤维，包括钨或钨合金丝、铌或铌合金丝等，广义的金属纤维包括外涂塑料的金属纤维、外涂金属的塑料纤维以及外包金属的芯线纤维。金属纤维的大多数采用物理方法和化学方法制得。物理方法有熔融纺丝超高压挤出切削加工等；化学方法有还原法、生长法等。一般采用金属蒸镀技术，在薄膜表面镀覆金属切割而成。还有一种是金属陶瓷丝，是将磨碎的氧化物、碳化物或硅化物等分散在高温金属合金中制成预复合物，然后将其拉成长丝。例如铜 — 氧化铝金属陶瓷可拉成直径为762 μm的细丝，它在857 ℃时的强度高于不锈钢丝，这类细丝广泛用于屏蔽和导电功能复合材料。大多数金属纤维用作金属基等复合材料的增强物，其应用范围越来越广。如新开发的用金属纤维与生物活性玻璃复合而成的一种生物医学复合材料，植入体内，可用作承力的骨替换材料。

（撰写：仝爱莲　审订：韩鸿硕）

jinxing tance

金星探测 Venus exploration　人类利用空间探测器对金星进行考察。从20世纪60年代以来，苏联和美国先后发射了30多个探测器对金星进行探测。早期获得成功的探测器有1962年8月和1967年6月美国发射的“水手”2号、5号，它们对金星作了初步考察；1970年8月17日，苏联的“金星”7号探测器成功地实现了首次在金星表面着陆，测得金星表面大气压为地球的90多倍，温度高达475 ℃，此后还有苏联的多个探测器在金星表面软着陆成功。1989年5月美国发射了“麦哲伦”探测器对金星进行为期5年的空间探测，取得了大量成果。这些探测器对金星的大气及其成分、气候情况、表面温度、地质成分等进行了探测，还获得了清晰的金星图像。

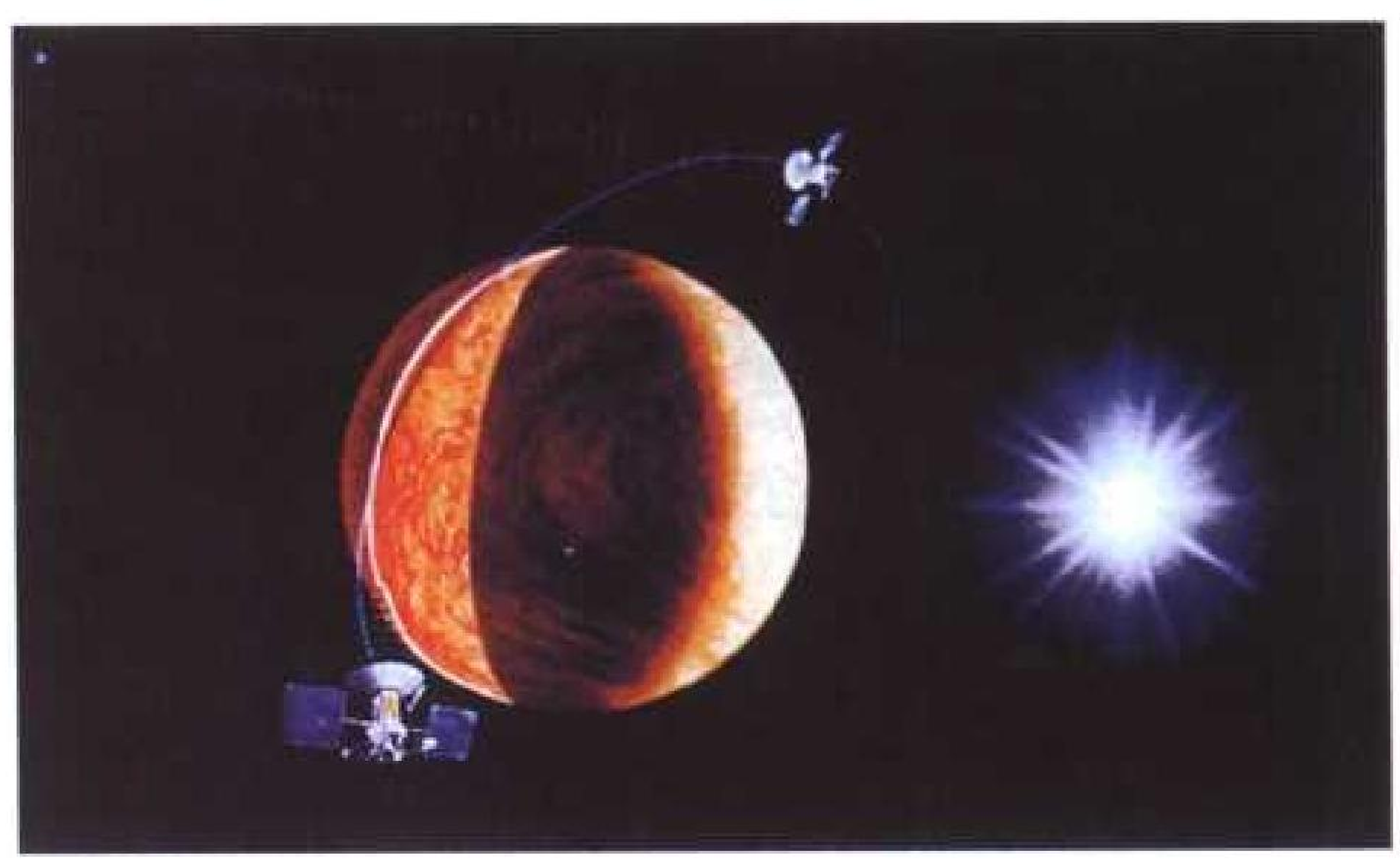


“麦哲伦”拍摄的金星表面立体图像

（撰写：吴　雯　审订：李双庆）

jinxing tanceqi

金星探测器 Venus probe　专门探测金星的空间探测器。金星离地球较近，人类较早实现了对金星的着陆探测。金星的大气密度是地球大气密度的90多倍，这对于航天器利用大气减速，用降落伞实现在金星上软着陆非常有利。美、苏曾较早发射在金星软着陆的探测器。苏联“金星”7号探测器和美国的“先驱者—金星”探测器分别于1970年和1978年在金星上软着陆成功。此后的金星探测大多为轨道飞行探测，主要目的是弄清金星是否存在板块构造，是否存在类似地球上大陆板块的巨大地壳运动。美国1989年发射的“麦哲伦”金星探测器，就是绕金星轨道飞行并未在金星着陆的探测器，获得了97%的金星表面测绘图。美欧联合研制的“卡西尼”探测器，也曾飞过金星。



“麦哲伦”金星探测器探测金星

（撰写：王景泉　审订：张照炎）

jinxing zhuolu

金星着陆 Venus landing　金星进入器在金星表面的着陆过程。实现在金星表面安全着陆的技术称金星着陆技术。金星距太阳的平均距离比地球距太阳的平均距离近，其表面大气压力是地球表面大气压力的90多倍，其表面大气密度为地球表面大气密度的90多倍。因此，依靠大气的气动阻力，就能使进入器减速到安全着陆速度。但由于高速进入金星稠密大气层所产生的气动力和气动热都很严重，因此进入器的急剧减速主要靠其自身的阻力特征在距金星表面40 km以上高度完成，在距金星表面40 km以下高度可采用降落伞进行减速。当接近金星表面时，大气压力已增加到9 MPa，大气温度上

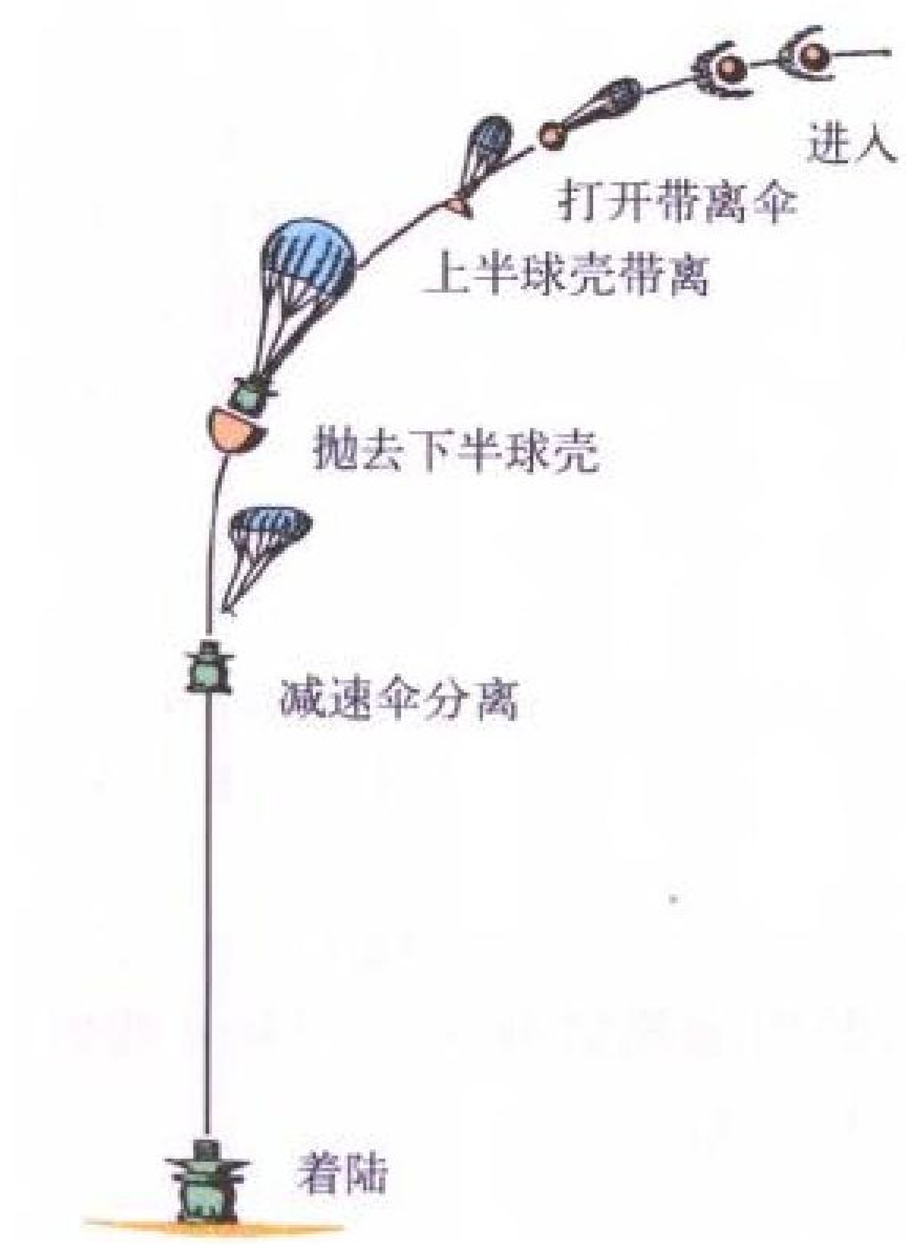
升到700 K以上，超过了降落伞使用条件，必须采用其他减速装置(如减速板)。

(撰写：陈国良 审订：李大耀)

jinji guanji

紧急关机 emergency shutdown 火箭／导弹发射中，发动机点火后火箭／导弹因故障而不能起飞时，对火箭／导弹采取的一种紧急关闭发动机措施。紧急关机的目的是中止发射，挽救故障火箭／导弹，保证发射场设施和人员的安全。实现紧急关机的理想方法是将火箭／导弹用牵制机构系留在发射台上，点火后由检测系统检测发动机和电气系统的工作状态，正常时牵制机构释放，火箭／导弹升空进入飞行阶段；有故障时牵制机构不释放，由地面实施紧急关机，将火箭／导弹系留在发射台上。实现紧急关机的简化方法是无牵制机构，火箭／导弹靠自重立在发射台上，点火后若发动机推力在给定的时间内仍小于火箭／导弹自重，火箭／导弹不能起飞，则由地面控制设备定时发出的紧急关机指令将发动机关闭。在紧急关机的同时，应切断火箭／导弹的供电，并对火箭／导弹底部和发射台进行消防。

(撰写：穆元良 审订：刘竹生)



前苏联“金星”9号探测器进入舱减速着陆过程

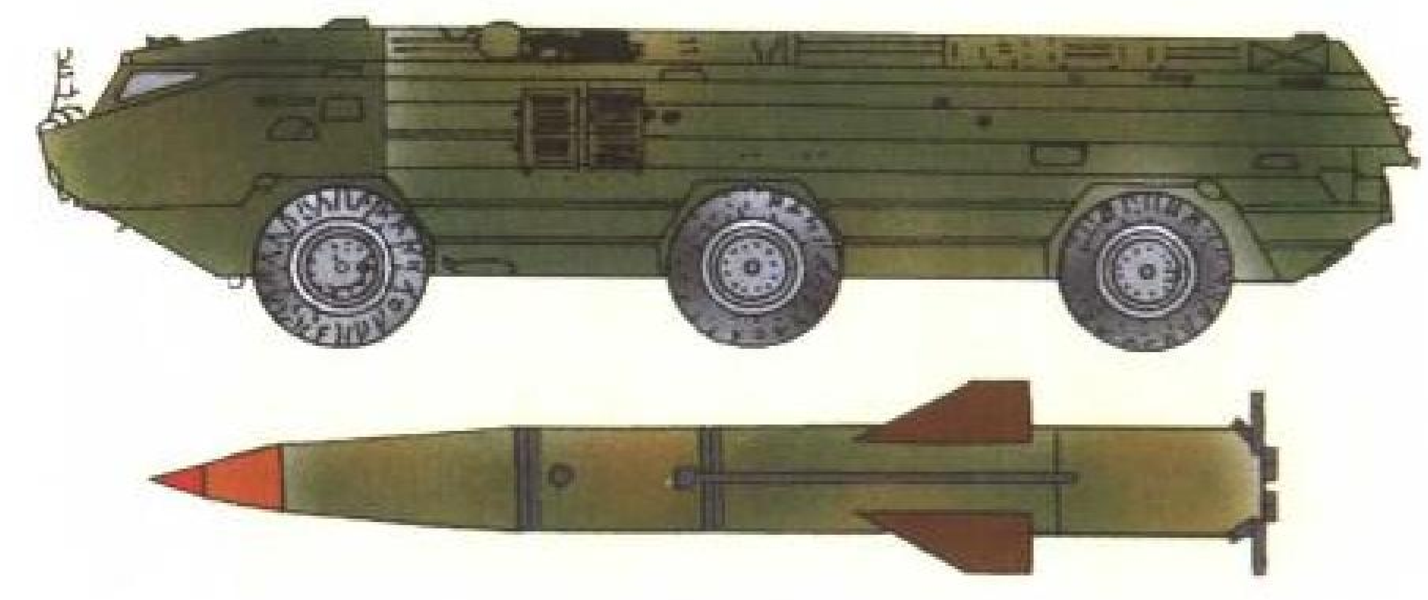
jinsuochang jishu

紧缩场技术 compact range technology 在近距离上实现天线参数或雷达目标散射特性远场测量的技术。紧缩场是应用近场聚焦原理，在测量天线近区产生一个准平面波区。测量时系统无需离开被测目标或天线远场距离便可测到远场测量数据。与近场测量的概念不同，它不需要采用近—远场数学变换。紧缩场主要由边缘处理的反射面馈源组成。其主要类型有：偏馈单反射面型、赋型卡塞格伦型、双柱面型及双暗室型。紧缩场被认为是继室外场和微波无反射室之后的第三类测试场，主要用于雷达天线方向图和雷达目标散射特性的测试。

(撰写：向家武 审订：朱志浩)

jincheng didi daodan

近程地地导弹 short range ground-to-ground missile 从陆地发射、攻击敌方陆地目标、射程能达到敌战略(或战役)纵深较近距离的导弹。按飞行轨道分为近程地地弹道导弹和近程地地巡航导弹两种。按作战任务的性质又可分为战略和战术两类，前者用于攻击敌战略纵深距离较近的重要战略目标，后者用于攻击战役纵深距离较近的重要战术目标。上述各类导弹对“近程”所指射程的定义各不相同。一般是指射程在500 km以下，最多不超过1000 km。近程地地导弹多携带常规弹头，有时也配备核弹头。俄罗斯的SS-21是一种典型的近程地地导弹，见图。


SS-21导弹及其运输起竖发射车示意图

(撰写：魏其勇 审订：刘宝镛)

jindidian fadongji

近地点发动机 perigee engine 从空间站或航天飞机的轨道上发射(也可由运载火箭发射)要求增速变轨到高轨道的航天器时所用的火箭发动机。该发动机从变轨开始工作，精确地到达近地点，使航天器具有进入大椭圆轨道所要求的速度增量。 (撰写：全贵全 审订：朱森元)

jindidian fujiao

近地点幅角 argument of perigee 近地点和升交点对地心的张角。沿卫星运动方向从升交点量到近地点，取值范围为0°～360°。近地点幅角决定椭圆轨道在轨道平面内的方位。由于轨道摄动，近地点幅角值会发生变化，为了使近地点始终保持在预定的纬度上，需要进行轨道保持控制。也可选择冻结轨道或者临界倾角轨道，利用轨道摄动的特点，使近地点位置保持不动，这样可避免轨道控制。

(撰写：张荣保 审订：张云彤)

jindi kongjian

近地空间 near-earth space 见太空。

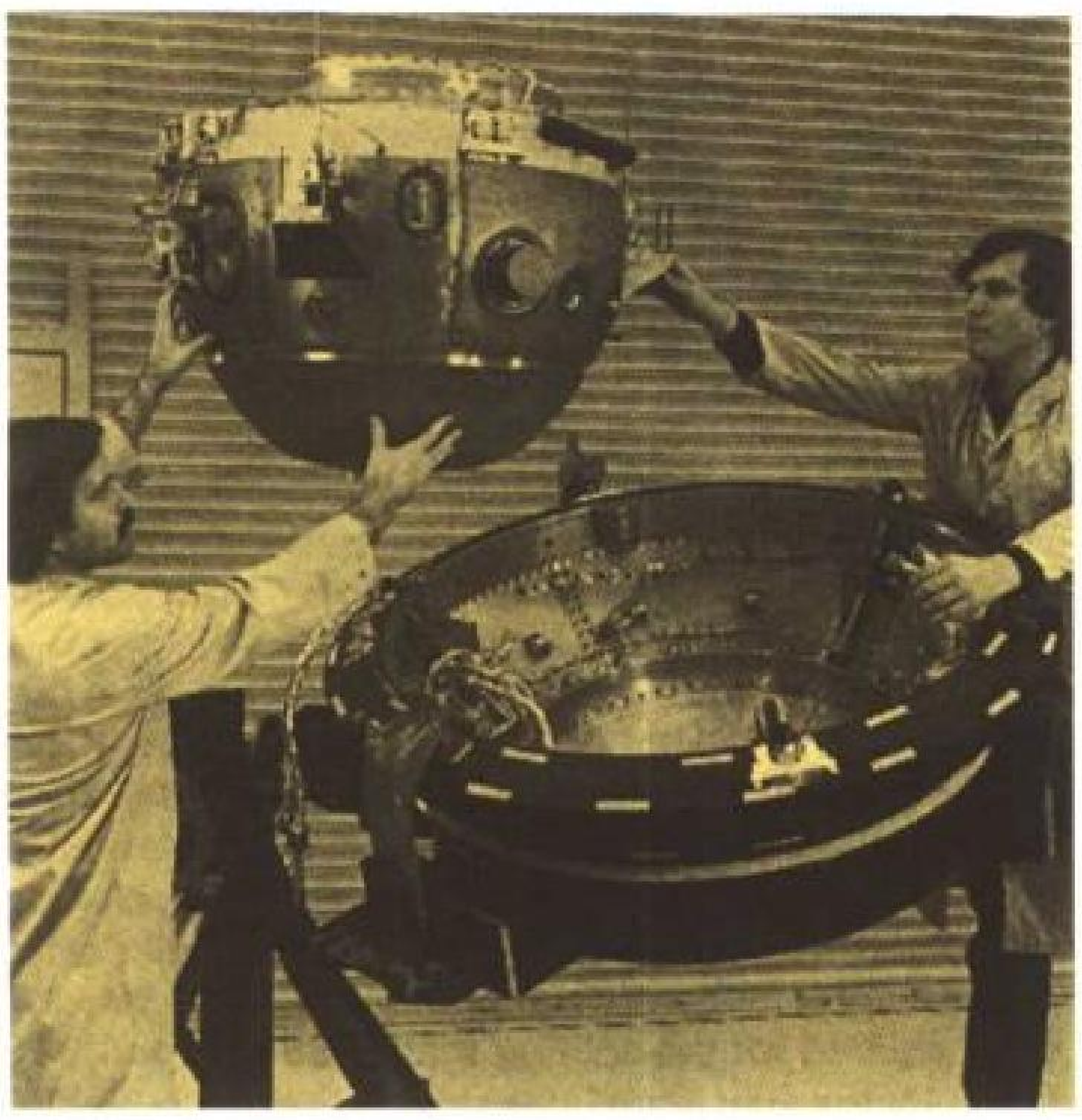
jindi kongjian tance

近地空间探测 near-earth space exploration 借助航天器(火箭、卫星等)携带各种有关的探测器对近地空间(参见太空)进行的探测。飞行器可测量出沿其轨道上的相应空间环境参量的数值及分布。探空火箭的轨道一般是垂直于地面的，故而可以获得有关测量参量的垂直分布。探空火箭实用、机动方便，不足之处是获取的数据量非常有限。卫星测量可以运用不同的轨道(极地轨道或太阳同步轨道，大椭圆轨道或地球同步轨道)获取不同区域、不同参量的探测结果。利用双星、多星或星座相互配合进行近地空间探测，在了解各参数的空间分布和动力学过程研究中均有很大的优越性，这是现代空间探测中广为采用的手段，如国际日地物理计划(ISTP)、欧空局的“团星”卫星等，是进行空间环境和空间物理有关事件过程和因果关系研究的重要措施。

(撰写：古士芬 审订：都亨)

jinruqi

进入器 entry vehicle 进入式航天器(根据任务要求，其整体或其中的一部分要进入目标天体稠密大气层并在目标天体上安全着陆的航天器)的进入部分。当目标天体为地球时，进入式航天器就是返回式航天器，进入器就是返回器。当目标天体为火星、金星等时，其进入器就分别称作火星进入器、金星进入器等。进入器在目标天体上完成既定的考察、探测、取样任

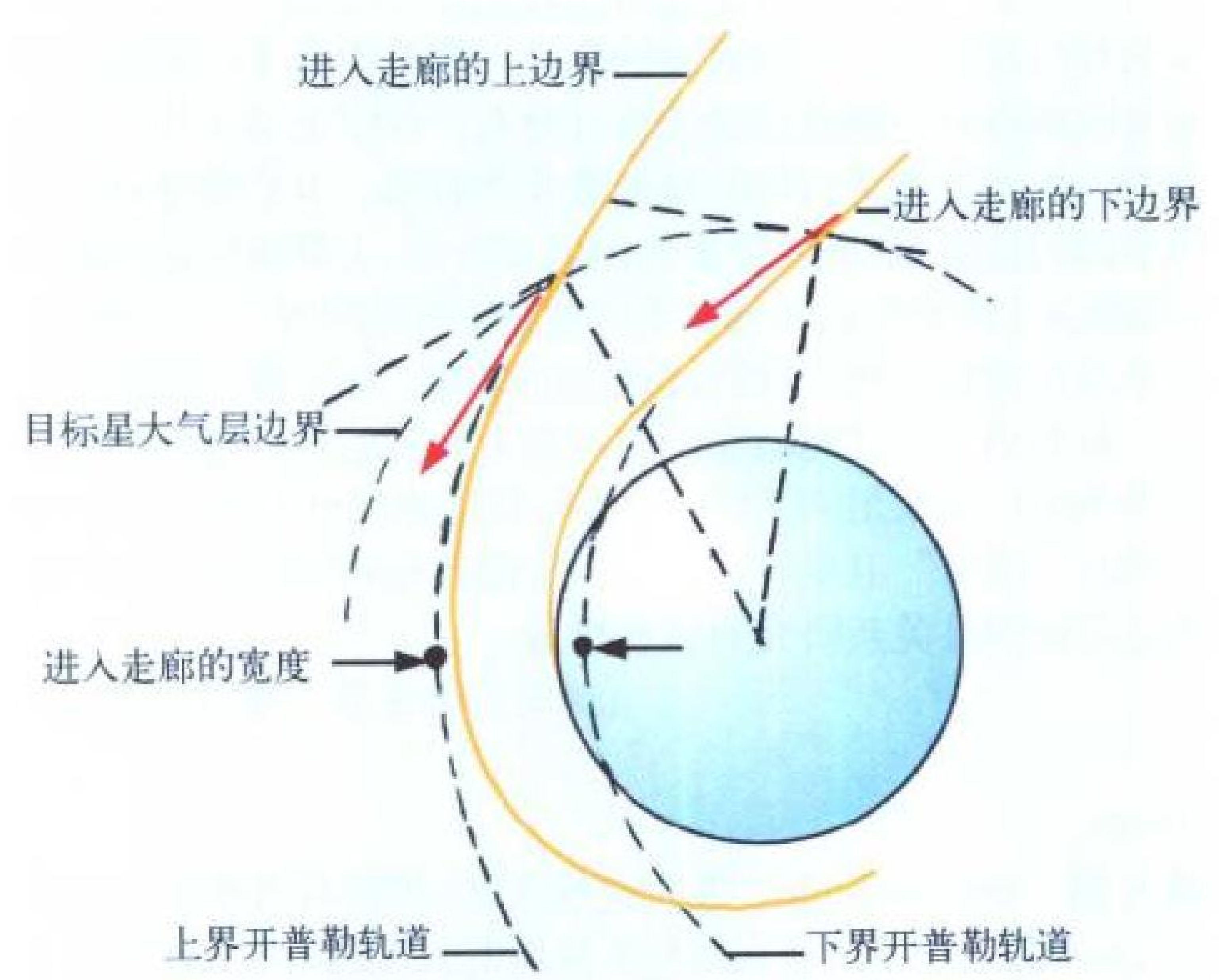


“伽利略”探测器进入舱正被放入防热罩中

务后，有时还需要从目标天体向地球返回，此时它或其一部分又成为返回器。当目标天体无大气层时，探测该天体的航天器的着陆部分称为着陆器。（撰写：陈国良　审订：李大耀）

jinru zoulang

进入走廊　entry corridor　进入器在进入行星稠密大气层时必须经过的由两条不同高度的开普勒轨道所决定的区域。对于不限着陆区的进入走廊可由进入器进入行星稠密大气层的速度计算出开普勒轨道的近地点高度(在进入角一定的情况下)。近地点高度较高的一条开普勒轨道是进入走廊的上界，近地点较低的一条开普勒轨道是进入走廊的下界，两近地点高度之差称为进入走廊的宽度。上界取决于进入器在近地点的速度，下界取决于进入器允许承受的最大进入过载。当进入器的轨道高于上界，进入器进入不可捕获区，在一圈之内不能降落在行星上；当进入器轨道低于下界，进入器进入危险过载区而失效。当进入器位于上、下界之间的轨道时，进入器飞入进入走廊可安全降落在行星上。要求在行星预定地区着陆的进入器的进入走廊要复杂得多。这时要求进入走廊与着陆区相连，并往往用多个轨道参数的允许变化范围来确定进入走廊。



进入走廊

（撰写：李颐黎　审订：范秦鸿）

jingxi

晶析　blooming　又称起霜。含能材料中的固相组分由内部向表面扩散或迁移，并在表面上呈结晶状析出的现象。双基类推进剂配方中的二硝基甲苯、黑索金、奥克托金、吉纳等组分能溶于硝酸酯中，形成饱和溶液，然后在一定条件下结晶出来；复合固体推进剂中的高氯酸铵易于吸湿，一旦形成饱和溶液和去湿，就会产生晶析现象。晶析能够破坏药柱结构的均匀性，改变推进剂的燃烧性能、力学性能，使安全性能降低。一般通过改变配方组成、控制贮存环境、严格控制原材料的质量等来防止或减慢这种现象的发生。

（撰写：王树声　张小平　审订：李谨卫）

jingjian zhilingji jisuanji

精简指令集计算机　reduced instruction set computer (RISC)　见电子卷。

jingjian zhilingji jisuanji sheji

精简指令集计算机设计　reduced instruction set computer (RISC) design　以大量实际应用程序所抽取的应用频度高的那些指令为参考，从简化的芯片体系结构和快速高效设计策略入手设计紧凑和规则的指令集计算机的过程。RISC设计策略与复杂指令计算机(CISC)设计策略的根本不同在于，它更适合于VLSI设计和生产，可以简化程序设计，指令执行的效率高。为此RISC体系结构设计一般按以下5条原则进行：(1)多级流水控制，以实现单周期操作；(2)除了存储器取、存操作外，其余都是面向寄存器操作指令；(3)一般应具有高速缓存，以适应高吞吐量处理外部操作；(4)指令紧凑简单，寻址方式单一；(5)以指令流和数据流分开的哈佛结构为主体结构。

（撰写：于伦正　审订：陈作人）

jingque daji wuqi

精确打击武器　precision strike weapon　用高精度制导系统装备的武器(包括导弹、炮弹、炸弹和鱼雷等)。精确打击武器采用光电技术、微波技术、微电子技术和信息处理技术等，利用先进工艺制成各种小型化、高精度、低成本的制导系统。精确打击武器通常采用非核战斗部，制导方式有有线指令制



图1　联合直接攻击弹药(JDAM)外貌

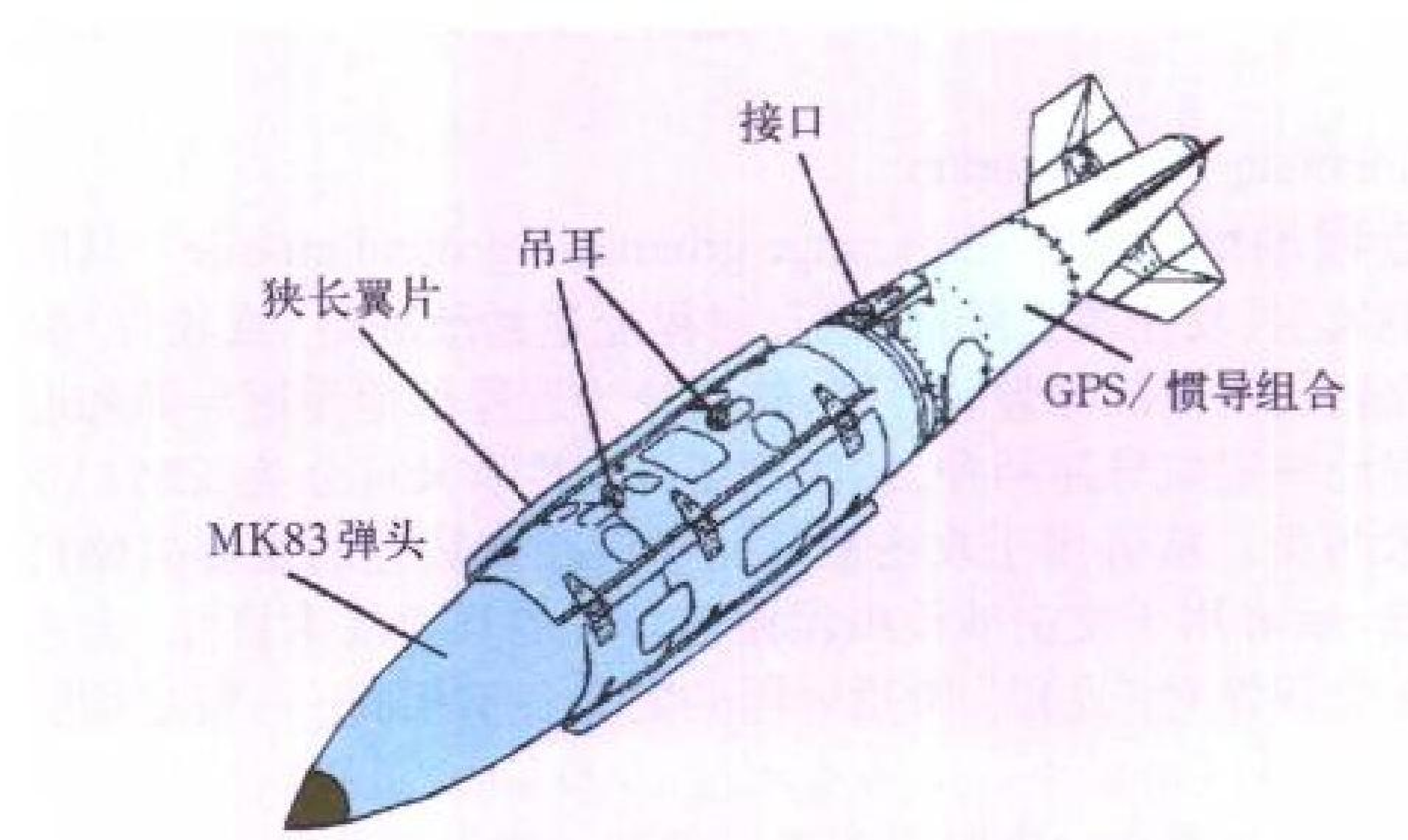


图2　JDAM示意图

导、电视制导、红外制导、激光制导、光纤制导、微波雷达制导和卫星制导等。命中精度一般达几米的量级。精确打击武器可用来打击坦克、装甲车、飞机、舰艇、雷达、指挥控制通信中心、桥梁和武器库等目标。20世纪70年代美国在越南战争中大量使用的激光制导和电视制导炸弹（称为“灵巧炸弹”）、1973年第四次中东战争中埃及使用的苏制雷达制导的SA-6地空导弹和有线制导的AT-3反坦克导弹、以色列使用的美制电视制导的“小牛”空地导弹和有线制导的“陶”式反坦克导弹，1991年海湾战争及其以后美国使用的巡航导弹，以及1999年以美国为首的北约在科索沃战争中对南联盟轰炸中采用的机载“联合直接攻击弹药”(JDAM)都属于精确打击武器。总体而言，现代战术导弹大多数可归入精确打击武器的范畴。

（撰写：程光显　审订：刘宝镛）

jingque dandao

精确弹道　accurate trajectory　又称飞行试验理论弹道。按导弹出厂时实测的各种性能参数和实际飞行环境条件而计算出的弹道。导弹出厂时的总体、动力、结构、控制等参数虽满足设计要求，但有别于理论设计值。按照实测参数和试验方案要求所计算的弹道供靶场试验安排及试验后的结果分析之用。精确弹道与理论弹道的区别在于，前者的设计输入为实测值，后者的设计输入是理论值。根据不同试验任务要求，精确弹道的设计计算是不一样的。如对战术导弹，可根据目标的不同物理特性、试验环境条件及导弹出厂的各种性能参数实测值，计算出不同的精确弹道。但具体到一发弹、一种试验状态，其精确弹道是唯一的。对战略地地导弹，其精确弹道根据飞行试验任务要求和飞行试验场区限制，可分为正常弹道和特殊弹道两大类。其中特殊弹道又可分为低弹道、高弹道、制检弹道几种基本类型，同样，对某一发弹、某一种试验状态，其精确弹道也是唯一的。

（撰写：邵继法　审订：关世义）

jingquema

精确码　precise code　GPS卫星发送导航信息用的精度较高的编码方式。为了使美国军方和授权用户获得比C/A码（粗捕获码）更高的定位精度，GPS卫星还发播码速率为10.23 Mbps的精确码（P码）。P码结构复杂不易捕获，但实时单点定位精度可优于10 m。精确码实施了加密技术，精度高，且可用双频接收机测量解算并消除电离层传播误差。采用差分技术，精度可提高到米级以内。美国在20世纪70年代末设计GPS信号格式时，L1波段携带有两种导航信号：一种是容易被捕获的C/A码，另一种是高精度的P码。当时认为P码比较安全，不会被敌方破获。但随着计算机微处理器水平的提高，L1波段的P码不再绝对安全，美国便又开发了加密性能更好的Y码，加在L2波段上发射。今后，GPS军用系统 P/Y 码将进一步加强保密性能和提高抗干扰性能，并提高不依赖C/A码独立快速捕获 P/Y 码的能力。

（撰写：葛之江　审订：常际军）

jingque zhidao dantou

精确制导弹头　precision guidance warhead　装有能在头体分离后修正惯性系统弹道误差，实时补偿和修正再入弹道偏差，并自动瞄准目标的高精度制导系统的弹头。这种弹头命中精度很高，是为对付点目标而设计的。

（撰写：于德滨　审订：薛成位）

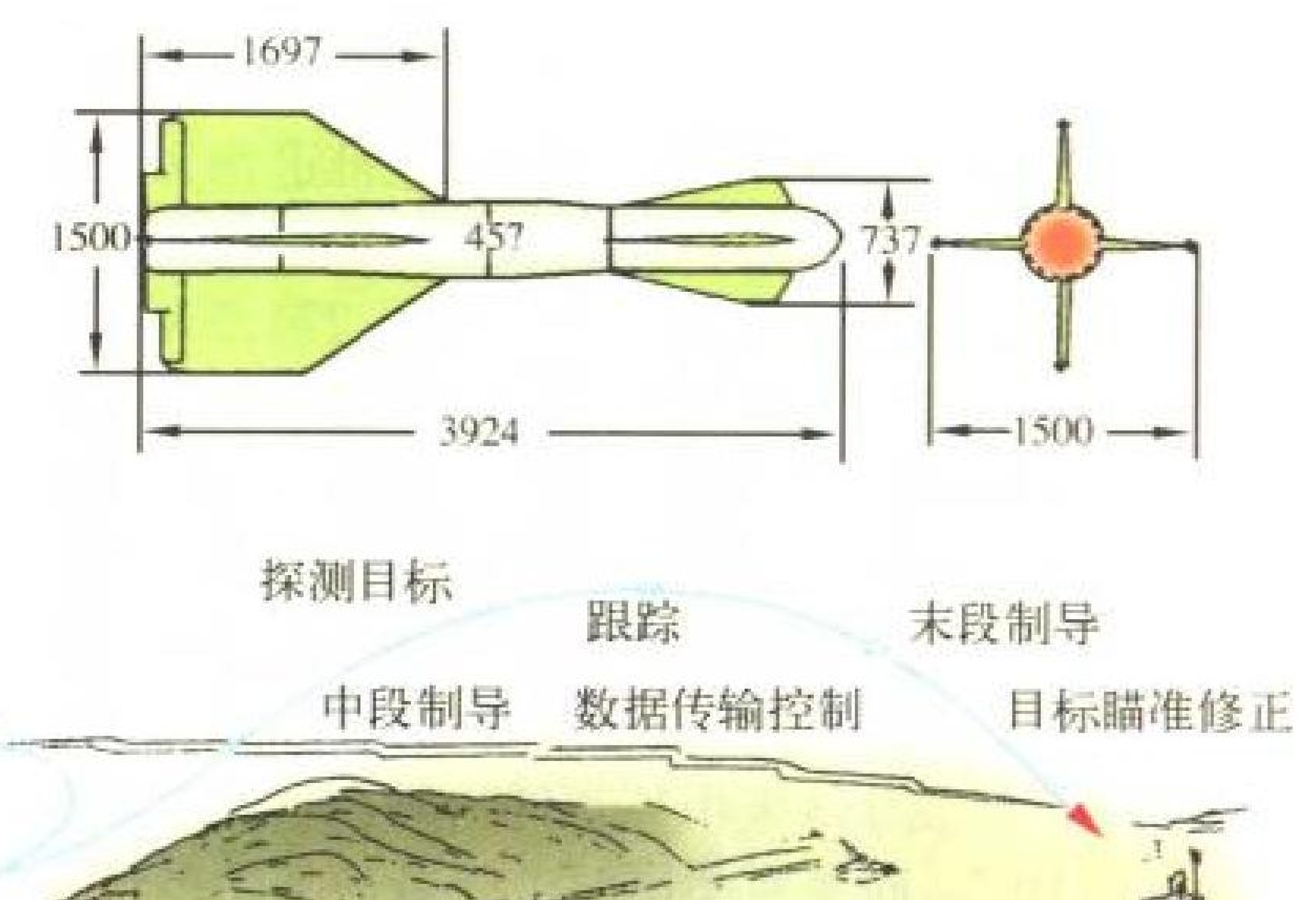
jingque zhidao jishu

精确制导技术　precision guidance technology　在复杂的战场环境下，利用目标的特征信号发现、识别与跟踪战场上有价值的军用目标，并将精确制导武器直接导引至目标及其易损部位实施有效打击的技术。精确制导技术是精确制导武器的核心技术，贯穿精确制导武器作战的全过程。主要研究对目标的精确探测、识别以及对武器高精度的导引、控制技术。现已发展了十余种制导模式，其中包括红外成像制导、微波制导、毫米波成像制导、惯导与多种信息源复合制导、电视制导、激光制导、光纤制导、卫星定位制导、地形匹配制导等，形成了全频段多模式的制导技术。精确制导技术广泛应用于防空导弹（含地空导弹、舰空导弹、空空导弹、反弹道导弹）、飞航导弹（含空面导弹、反舰导弹和巡航导弹）、战术弹道导弹、制导炮弹、制导炸弹和制导火箭弹及制导鱼雷等各种武器系统中，并在现代高技术局部战争中发挥了重大作用，实现了以精度代能量，加大了作战打击力度。精确制导技术的发展代表着武器装备技术发展的主流和趋势，是支撑未来作战体系对抗的主要手段。

（撰写：陈国英　审订：孙俊堂）

jingque zhidao zhadan

精确制导炸弹　precision guided bomb　由飞机携带和投掷、装有制导系统、直接命中目标概率大于50%的滑翔式炸弹。它是轰炸机、攻击机、战斗轰炸机等飞机对地面或水面目标实施精确打击的主要弹药之一。主要用于从防区外攻击防空武器、炮兵阵地、机场、导弹发射基地、C^3I系统、桥梁、隧道、建筑物、坦克和装甲车队、大中型水面舰船等固定、静止和低速活动目标。按制导方式分电视、激光、红外成像和雷达等制导炸弹；按滑翔距离分近程（<10 km）、中程（10～30 km）和远程（>30 km）3类。精确制导炸弹一般由带翼弹体、制导系统、战斗部及引信装置3部分组成。它可以看作是由普通炸弹按模块化设计加装制导系统构成的灵巧炸弹，又可以看作是一种无动力系统的导弹。实际上，有些空对地导弹就是由它加装发动机后改装而成的。它和导弹及精确制导炮弹并称精确制导武器三大主要类别。其攻击目标方式分直接与间接两种，常用单机或双机间接攻击方式。



某种精确制导炸弹及其单机间接攻击方式示意图

（撰写：毕士冠　审订：杨宝奎）

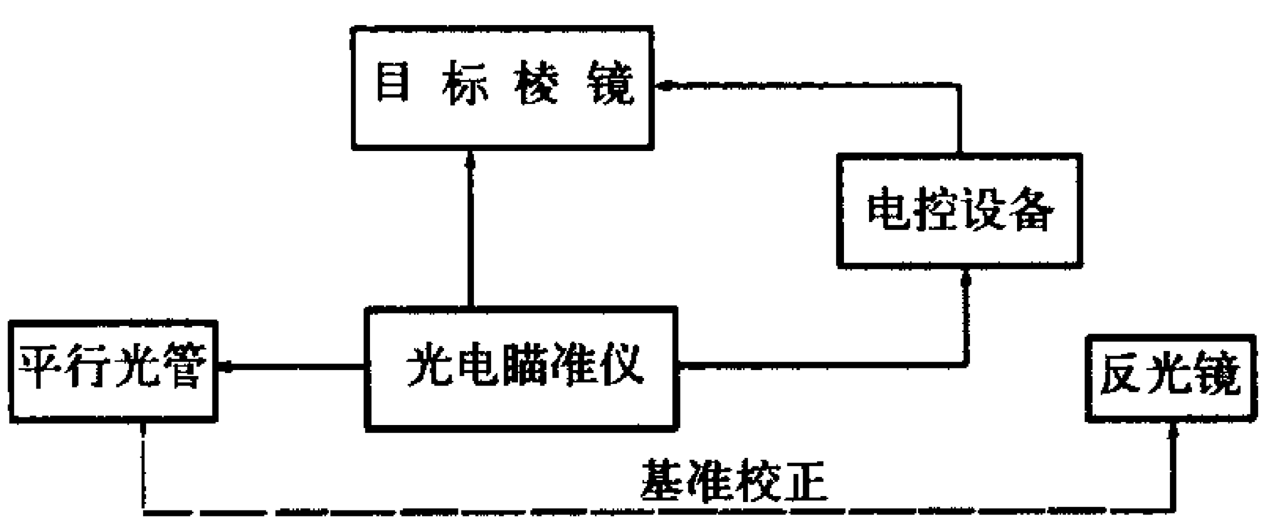
jingtai fashe

井态发射 silo mode launch 用于车载(潜载)发射的发射筒(已装有导弹)和部分地面设备匹配安置在井内，按车载(潜载)发射程序进行发射试验的一种发射技术状态。井态发射不同于地下发射井发射。它的大部分前期发射准备工作在地面技术阵地完成。导弹先装填到发射筒内，通过运输车运至发射阵地，然后，由大型起重设备将其起吊、翻转到呈垂直状态后装入井内与井匹配，随后进行必要的检查、测试和瞄准等工作，最后分别按车载(潜载)发射程序进行弹射和导弹点火，完成发射任务。井态发射是实现车载(潜载)发射的预演，目的是提高发射的可靠性、安全性。

(撰写：陈汉君　审订：包元吉)

jingxia miaozhun shebei

井下瞄准设备 in-silo aiming equipment 导弹地下井发射的主要地面配套设备，用于发射前对弹上惯性平台初始方位的确定和监控。它由光电瞄准仪、方位测角仪、瞄准控制仪、基准平行光管及反光镜装置组成。光电瞄准仪是井下瞄准设备的主机。它配合电控设备(方位测角仪和瞄准控制仪)、大地方位基准设备(平行光管)和反光镜装置共同完成上述功能。井下瞄准的特点是工作距离近，不受气候条件的影响，给主机设计带来非常有利的因素。大地方位基准设备的可靠性及稳定性是井下瞄准设备设计的关键。同时，在设计中还必须考虑自动关闭瞄准窗，确保发射时瞄准设备不受气浪的冲击。某些型号的井下瞄准设备采用陀螺定向经纬仪自动寻北，实时建立大地方位基准。



井下瞄准设备框图

(撰写：朱鼎涛　审订：王瑞铨)

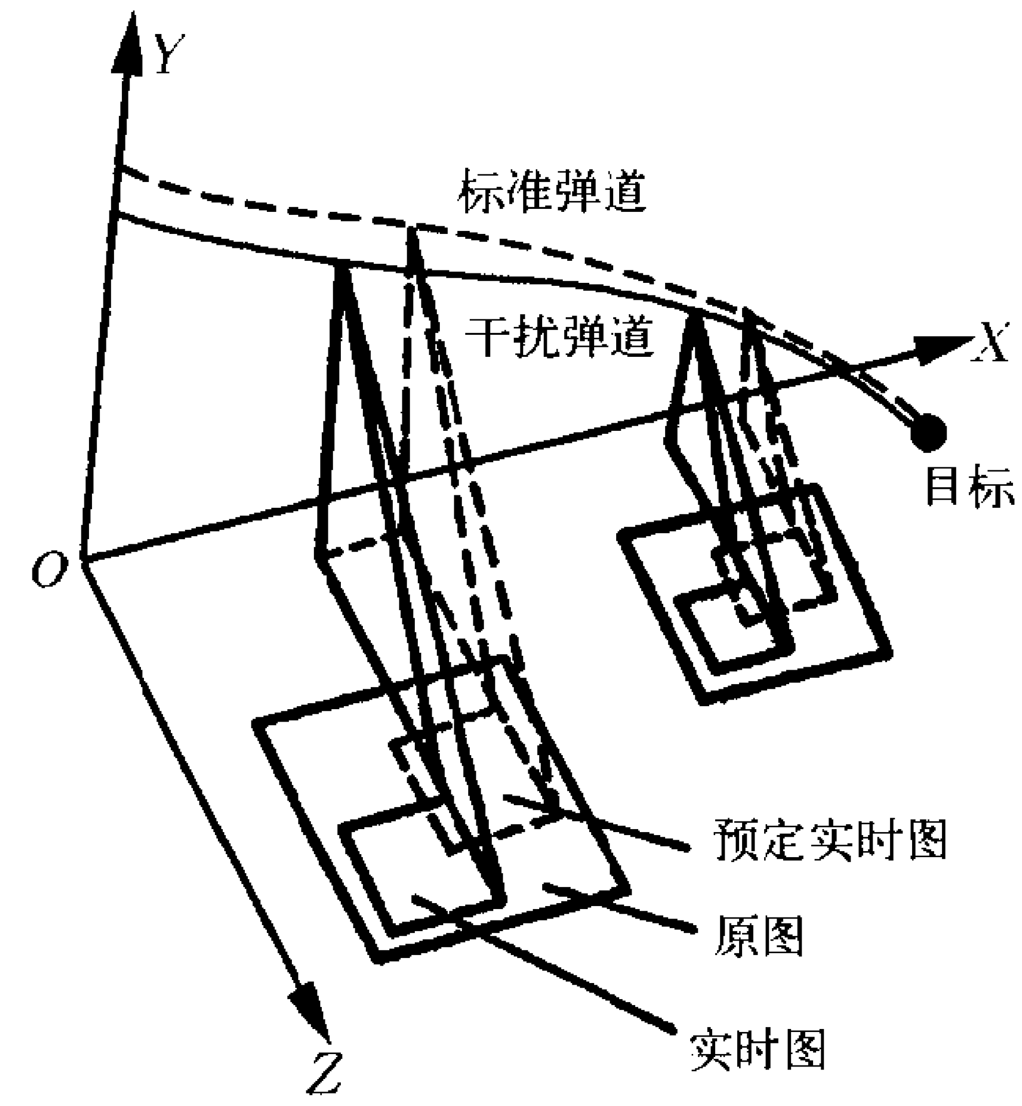
jing

肼 hydrazine 一种既可作为单组元推进剂又可作为燃料的液体推进剂，分子式为N_2H_4。它是一种具有类似氨臭味的无色透明液体，沸点为386.5 K，冰点为274.5 K，密度为1.01 g/cm^3 (293 K时)。肼极易吸湿，在空气中冒白烟，冰点较高，结冰时体积收缩。肼是强还原剂，与许多氧化性物质(如铁锈)发生剧烈反应，与各种强氧化剂接触立即自燃。肼在肼类燃料(肼、一甲基肼和偏二甲肼)中对热和杂质最为敏感，容易发生热分解和催化分解，但对冲击、压缩、振动和摩擦等均不敏感。肼属于3级中等毒性物质，空气中最高允许浓度为0.5×10^{-6}。肼是肼类燃料中能量最高的燃料。目前肼或肼混合物(由肼与硝酸肼和水混合而成)被广泛用作姿态控制发动机的单组元推进剂。此外，它还可单独作为燃料与氧化剂组合使用，也可与一甲基肼或偏二甲肼混合作为燃料与氧化剂组合使用。

(撰写：张起源　审订：胡平信)

jingxiang pipei xitong

景像匹配系统 scene matching system 又称景像匹配区域相关制导系统。是借助雷达或其他敏感器件对导弹正在飞越的地区的地形进行扫描，将产生的地形图像与所存储的基准场景进行比较的自主式相关制导系统。其基本原理是预先把可测量的与时间无关的地形变量数值编成“数字化地图”，存储在弹载计算机中，在导弹飞行的末段，对导弹飞越地区的地形再次进行测量。若导弹飞行中所测得的“数字化地图”与原先测量编制好的“数字化地图”失配，则计算机就会发出修正导弹飞行弹道的指令，使导弹按正确的弹道飞行；导弹飞行中所测得的“数字化地图”与原先测量编制好的“数字化地图”相匹配，则导弹就保持正确的弹道飞行，直到命中目标为止。景像匹配制导技术是改进地形制导的一种有效技术，它可以利用地面可辨认的线性特征(例如道路、河流、边界等)而不是利用地形的上下起伏提供精确定位，因而在平地上空特别有效。其定位精度甚至比地形匹配还要高。地形匹配系统则在地形崎岖的地区使用时特别有效，因而两者可以互补使用。景像匹配制导系统由存储数据设备、实时图成像装置、匹配装置、控制系统等组成，与惯性导航系统共同组成复合制导系统。可以用于再入弹头，也可用于巡航导弹的末制导。还可用于星域匹配，对卫星轨道进行修正。景像匹配系统有多种实施方案，例如雷达区域相关装置、微波辐射计区域相关装置、光学区域相关装置等。



景像匹配制导系统工作示意图

(撰写：马宝国　审订：刘坤山)

jingdian gandu

静电感度 static electricity sensitivity 又称静电火花感度。固体推进剂及含能原材料在静电放电火花的作用下，发生燃烧或爆炸的难易程度。用以表征固体推进剂及含能原材料在制造加工、贮存运输和使用过程中的静电安全性。大多数固体推进剂为绝缘材料，由于机械摩擦产生的静电不易消失，造成电荷大量积聚(有时高达几万伏特)，并引起火花放电。当其放电能超过静电感度时，就将引起燃烧或爆炸事故。为了防止或减少静电放电发生的意外事故，应采取接地、增湿、工房铺设导电地板、工人穿导电工作服、用铅制品代替铁制品、尽量避免粉末飞扬、以导电物包覆制品表面以及在推进剂中加入防静电剂等措施。静电感度用静电感度仪测试。静电感度仪采用针尖放电方式点燃试样或使试样产生分解；用使试样发生燃烧或分解概率为50%时的最小静电放电能表示静电感度。

(撰写：陈华庭　审订：王北海)

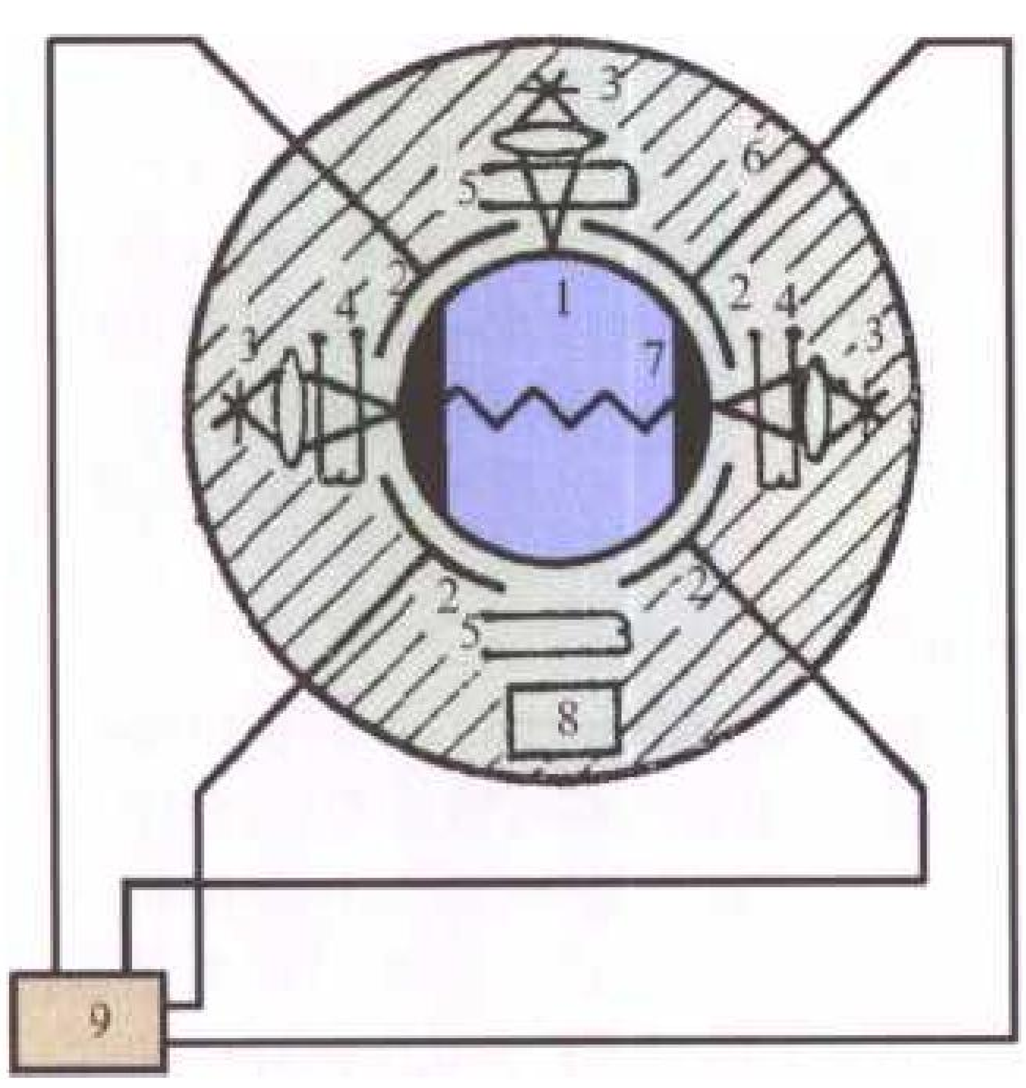
jingdian jiasuduji

静电加速度计 electrostatically suspended accelerometer 在超高真空中，采用静电支承结构的一种加速度计。检测质量采用铍制成球形或圆筒形，并利用静电支承力将其悬浮起来，当检测质量在惯性力作用下产生位移时，由传感器测量得到的信号，经伺服放大回路产生静电力而进行再平衡。通常制成三轴加速度计，或同时兼有二自由度陀螺仪和三轴加速度计功能的统一体。它具有精度高、稳定性好、可靠性高、多功能等优点；缺点是制造工艺复杂、成本高。

（撰写：高可人 审订：王毓兰 梁瑞琦）

jingdian tuoluoyi

静电陀螺仪 electrostatically suspended gyroscope 又称电浮陀螺仪。在超高真空腔内由静电吸力来支承球转子的一种自由转子陀螺仪。静电陀螺仪由球转子、陶瓷碗、电极组件、光学传感器、钛离子泵、起动线圈和定中心线圈等组成。球转子的空心或实心球体用铍、铝等轻金属制成。球体放在两个陶瓷碗密封连接的球腔内，球腔内壁上有3～4对电极，为保证静电支承有足够的刚度，转子与电极间的间隙为10～70 μm，电场强度可达300～500 kV/cm。钛离子泵吸收陶瓷球腔内的残余气体分子，使球腔内保持$1.32\times10^{-4}\sim1.32\times10^{-5}$ Pa（$10^{-7}\sim10^{-8}$ mm汞柱）的真空度，避免放电和减小气体摩擦阻力。球转子的稳定支承是靠伺服回路来实现。起动线圈的旋转磁场使转子起动，当达到额定转速后（$6\times10^{5}\sim15\times10^{4}$ r/min），即使切断电源，转子也能靠惯性旋转，延续时间可达几个月甚至几年。转子表面上有刻线，采用光学传感器使光线照射到这些刻线上，检测出自转轴相对壳体的转角。由实心小球做成的微型静电陀螺仪，则利用质量径向偏心的球转子运动所产生的调制信号测出相对转角。静电陀螺仪结构简单，零件数少，测量范围不受限制，测量精度较高，漂移率仅为0.01°～0.001°/h，甚至更小，可靠性好。有时1个静电陀螺仪还可兼作3个加速度计的作用。但这种陀螺仪制造工艺和电子线路复杂，成本高。静电陀螺仪适用于高精度的惯性导航系统中。



静电陀螺仪原理图

1—转子；2—支承电极；3—光学信号拾取装置；4—起动线圈；5—阻尼线圈；6—陀螺壳体；7—转子上的刻线；8—保持真空的系统；9—支承电极电源系统

（撰写：高雁翎 审订：彭 飞）

jingli shiyan

静力试验 static test 评定产品结构承受静载能力的试验。通过静力试验获得结构的应力、变形和位移数据，验证结构设计的合理性和分析计算的正确性。通过破坏性试验考查结构设计余量。静力试验设备包括加载自动控制系统、液压作动筒测力计系统和应变数据采集和处理系统。静力试验分全弹和部件静力试验。部件静力试验的部件有舵面、弹翼、发动机、舱段和主要连接件等。静力试验的类型有轴向拉压载荷试验、纯弯矩试验、纯扭矩试验、内压试验、侧向加载试验及多种载荷组合试验等。载荷的类型有集中载荷和分布载荷。静力试验的基本要求是试验产品的边界条件应符合实际情况，试验载荷能真实模拟载荷环境。静力试验加载自动控制系统见图1，静力试验见图2。



图1 静力试验控制系统柜

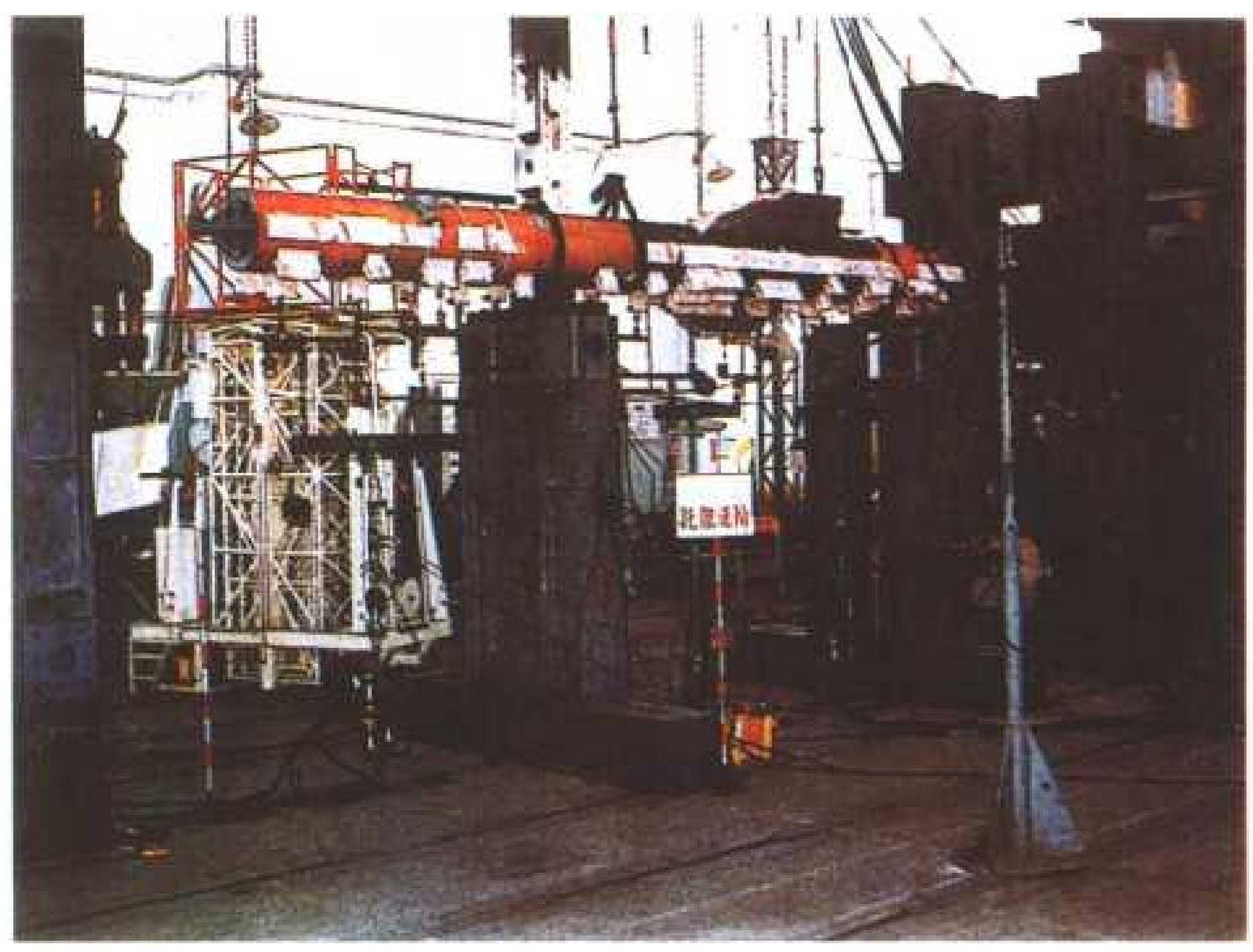
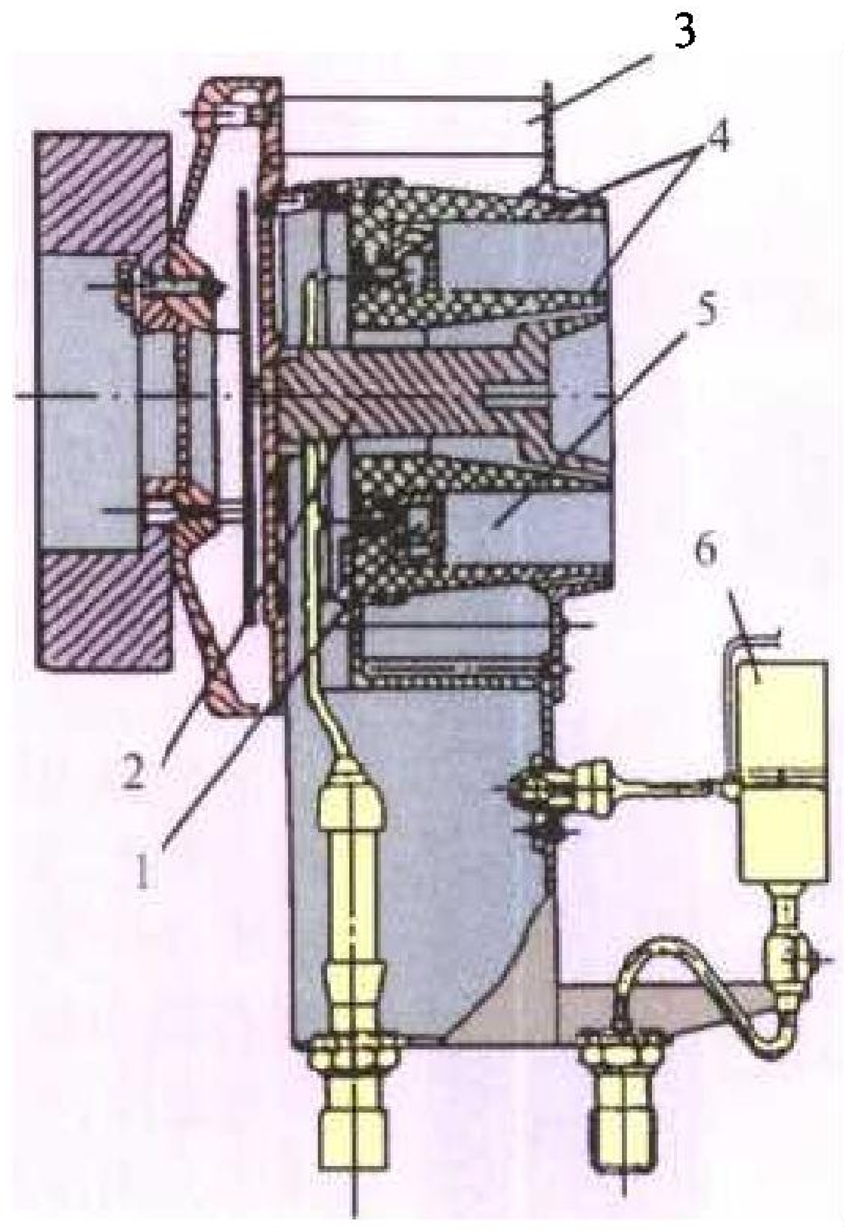


图2 导弹静力试验

（撰写：丁恕海 审订：王文忠）

jingtai dengliziti fadongji

静态等离子体发动机 stationary plasma engine 又称静态等离子体推力器、霍尔发动机、霍尔推力器。用阴极发射的电子轰击推进剂产生的等离子体，经静电场和磁场作用加速喷射而产生推力的一种等离子体发动机。推进剂常用氙，一路进入放电室外的空心阴极，另一路进入有附加磁场的环形通道放电室。空心阴极发射电子，轰击放电室中的推进剂，发生放电，产生等离子体。在放电室静电场和径向磁场作用下，电子沿圆周方向作漂移运动，环形漂移运动的电子电流称为霍尔电流，它与径向磁场作用，产生轴向洛仑兹力，将等离子体加速喷出。与离子发动机相比，它不需要栅极，工作电压低，但推力密度高，体积小，功率推力比小（15～20 W/mN）。缺点是羽流扩散角较大（约40°）、比冲一般较低（12000～20000 N·s/kg），效率也较低（30%～50%）。这种发动机由前苏联首创，已在100多颗卫星上应用。适用于中小



静态等离子体发动机原理图

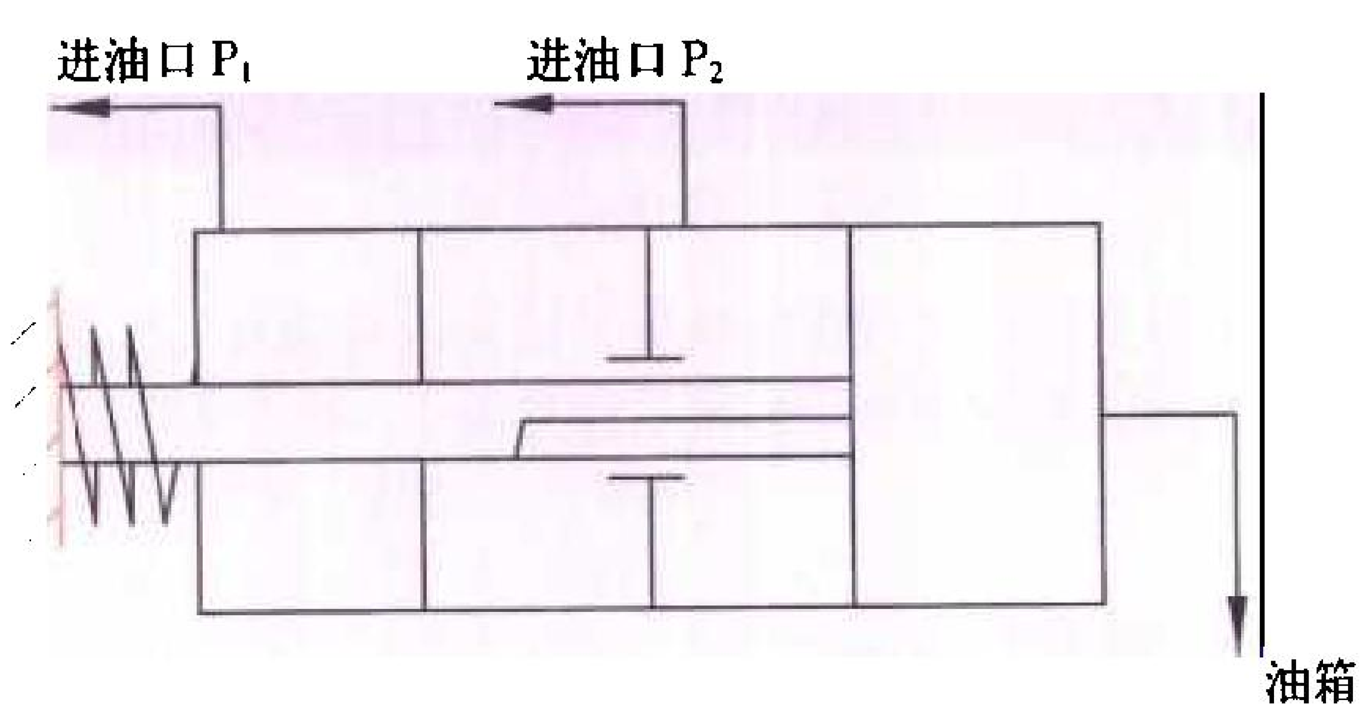
1—阳极；2—磁路；3—线圈；4—磁极；5—放电室；6—空心阴极

型卫星的位置保持、轨道转移，以及星际航行等。

（撰写：黄良甫　审订：吴国富）

jingye xianya buyou zhuangzhi

静液限压补油装置　static liquid limiting pressure compensator　使静液管路压力不受环境温度变化的影响而保持恒定的限压补油装置。一般用在密闭的静液管路系统中。该装置的突出特点是能同时对两个各自独立的封闭容腔进行独立的限压补油，保持各自压力恒定，二者之间互不影响。该装置充分运用了液体不可压缩和弹簧力与位移成正比的原理。当密闭容腔中油液体积的微小变化导致压力的显著变化时，弹簧变化很小长度即可将其平衡，而弹簧力变化并不大，从而使静液系统压力保持恒定，达到静液限压补油的目的。



静液限压补油装置

（撰写：章乐平　审订：王瑞铨）

jing zaihe

静载荷　static load　变化周期远比结构自然振动周期长的载荷。一般来说它是作用时间或变化时间要比弹（箭）体固有弹性振动周期或把弹（箭）体看作刚体的飞行振荡周期长得多的载荷。导弹（火箭）按预定弹道飞行时，发动机推力、空气动力、控制力、重力、惯性力和增压压力等一般被认为是静载荷。导弹（火箭）飞行期间弹（箭）体结构承受的静载荷又分为集中载荷（如发动机推力、控制力等）和分布载荷（如空气动力、增压压力等）。静载荷的大小、作用部位和分布的情况，是导弹研制期间进行结构设计和强度计算等工作的重要原始数据，也是在静力试验等地面试验中对弹体结构加载的原始依据。

（撰写：严孝安　刘恒振　审订：王心清）

jingzhi bianpin dianyuan

静止变频电源　static power of AC-AC converter　利用半导体开关器件与电力电子学的变流技术，将一种频率的交流电能变换成另一种频率的交流电能的装置。一般常用的是将工频 380 / 220 V 的电能变换成 400 Hz 208 / 120 V 电能。它属于武器系统地面电源中“二次电源”的范畴。其变换原理是：经过整流和逆变将一种频率的电能变换成另一种频率的电能，这是一种比较实用的变换，它也可以将原有非特定电压和频率的电能经过整流和逆变变换成所需要的另外的一种电压和频率的电能。变换方式有两种，第一种是整流逆变变换方式（AC-DC-AC），第二种是由高频电能变换成低频电能时的直接变换方式（AC-AC，又称循环变流方式）。这种电源装置主要用作雷达电源和机场后备电源，也常用作通信、数据处理中心、控制中心等设备的中频电源。这种电源装置的发展前景是采用高频化和软开关技术。其优点是噪声低、反应速度快、电能质量高，在实现高频化和软开关技术之后有望成为“绿色电源”。与传统的电动发电机组相比其缺点是过载能力较差。

（撰写：刘凤君　审订：王武贤）

jingzhi guidao weixing qixiang guance

静止轨道卫星气象观测　geostationary satellite meteorological observation　利用静止轨道卫星装载遥感器，对气象要素进行探测。卫星在赤道上空35800 km的轨道上绕地球作圆周运动，其角速度等于地球自转的角速度，此时卫星与地球同步运动，二者相对静止，这种卫星叫静止轨道卫星。专用于气象观测的静止卫星称为静止轨道气象卫星。其星载扫描辐射计接收地气目标自身发射的红外波段和反射太阳可见光波段的辐射，并将信号传送到地面，经定标和定位等处理获得地气的温度和反射率分布图。作为观测平台，静止轨道气象卫星的姿态稳定方式分为自旋稳定和三轴稳定。自旋稳定静止轨道气象卫星利用自旋带动辐射计沿东西方向扫描地球，与辐射计从北向南的步进扫描相配合，完成对地球表面的观测成像。三轴稳定静止轨道气象卫星上的辐射计完全靠自身沿东西和南北方向的二维扫描获取地球圆盘图。静止轨道气象卫星对地球的观测最突出的优势是时间分辨率高，可以捕获迅速变化的天气系统及其演变过程，是监测生命史短的强对流灾害性天气的有力工具。目前已发射静止轨道气象卫星的有美、日、中、印、俄、欧等国家和地区。

（撰写：张青山　审订：钮寅生）

jingwai cehui

境外测绘　surveying and charting out of borderline　对国土以外地区地形的测绘。解算待测绘地区的任何点的坐标和地形，形成所需的地形图。对于境外地区，由于控制点属于各国内部的保密数据，所以只能通过摄影测量的方法进行测绘。这里要利用测地卫星对地测图相机拍摄的立体相片、星相机同步拍摄的恒星位置以及曝光中心的轨道位置进行摄影测量处理。星相机拍摄的星相片用于确定对地相片的姿态角，曝光中心的轨道位置用于确定摄影机摄影瞬间的空间位置，此外，还要用到星、地相机的内方位元素，通过利用这些内、外方位元素，采用解析空中三角测量或数字摄影测量的方法，可以测绘出境外没有地面控制点地区的目标位置和三维地形图。

境外测绘的精度除主要取决于遥感器本身的内部几何精度和基高比外，还取决于轨道的测量精度。

（撰写：刘品雄　审订：常际军）

jingxiang ganrao

镜像干扰　image jamming　在敌方雷达的镜像频率上发射干扰信号的一种电子干扰技术。镜像响应是超外差接收机在某频带内的频率响应。该频带的中心频率不在规定的频带上。该频率响应与规定的雷达频率和接收机的本振有关。如本振频率高于雷达频率，则镜频比雷达频率高两个中频；反之，则低两个中频。镜像干扰主要用来干扰单脉冲雷达的角跟踪系统，使角跟踪系统的精度大大降低，严重时会使雷达天线甩头而丢失目标。不过，如果单脉冲雷达的和、差支路设计得对称、长度一致，雷达的频带就很宽，只要比雷达的实际工作带宽还宽两倍中频就不怕镜像干扰。有的频带窄的固定频率雷达采用加带通滤波器或镜像抑制混频器后都能抗镜像干扰，所以镜像干扰对现在的单脉冲雷达已不再构成威胁。

（撰写：殷善贤　审订：任子西）

jiuyiweicuo jian'erweicuo jishu

纠1位错／检2位错技术　single error correction/double error detecting (SEC/DED) technology　用以克服瞬态错误的一种信息冗余技术，即对一组信息码操作过程中，利用相应的附加位，可以纠正1位错同时检测2位错的编码技术，简称为SEC/DED。这种码的最小距离为大于等于4。其中应用最广泛的称之为缩简海明码即奇权列码 (odd weight column codes)，它在编码逻辑的速度、成本和可靠性上都超过了海明码。SEC/DED技术主要用于空间计算机的存储器件中，当存储器规模很大时，同时增加的附加位存储器也是一个不小的负担。

（撰写：蒋轩祥　审订：陈作人）

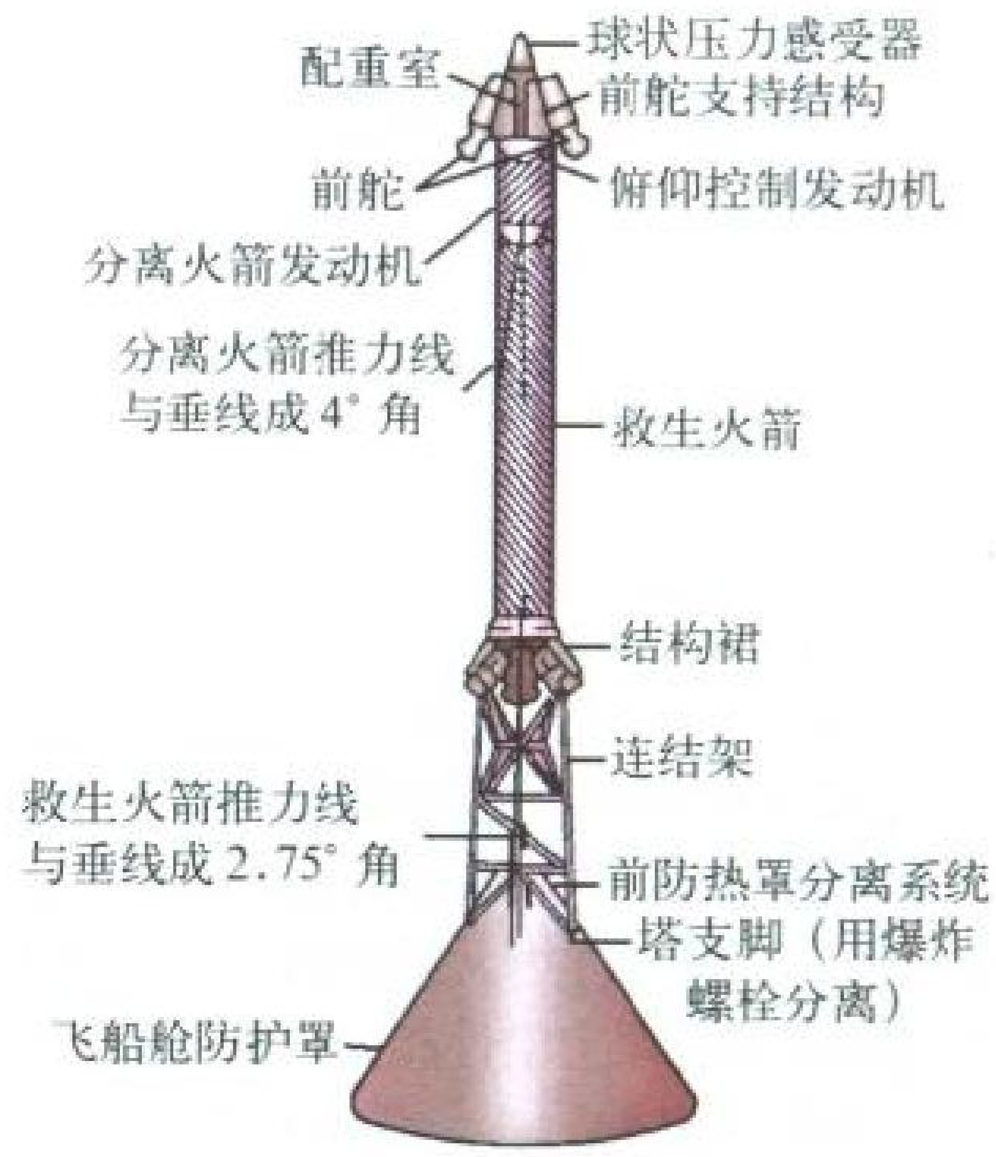
jiusheng shipin

救生食品　survival food　航天员在完成飞行任务返回地球着陆或着水后，在等待救援期间食用的食品。是航天食品的一个组成部分。它以提供热能为主要目的，热量供给一般在每人每日239 kJ。救生食粮由压缩口粮组成，含有高脂肪、低蛋白和适量的碳水化合物。在等待救援期间救生饮水的供应是极为重要的，是救生食品包中必须考虑供给的组成部分。救生饮水的供应量每人每日不得低于3 L。救生食品与其他救生用品（如通信、防护用品等）组成个人救生包随航天员着陆，因此救生食品及饮水包装要能耐受着陆冲击。

（撰写：史之祯　审订：魏金河）

jiushengta

救生塔　escape tower　又称逃逸塔，逃逸救生系统，或逃逸发动机救生系统。安装在载人飞船顶部，在发射起飞阶段发生危及航天员生命的事故时解救飞船和航天员的装置。以“水星”飞船为例，其应急救生系统的工作程序是，启动逃逸发动机，飞船与运载器分离；经7 s，飞船升高到620 m高度，飞船与救生塔脱开；至9 s，飞船继续升高到700 m，打开降落伞；第11 s，分离天线整流罩，这时高度达到730 m，此后开始下降；第16 s，飞船下降到640 m，主降落伞打开；到达21.5 s，在470 m高度主伞完全张开，慢慢回落地面。“联盟号”飞船的救生塔系统主要包括分离发动机、控制发动机、主发动机和头部整流罩等。救生过程与上述类似，使飞船返回舱降落并着陆。美国“阿波罗”飞船的救生塔如图所示。主要由连接器、救生火箭和俯仰控制发动机组成。救生火箭使救生塔带动飞船与运载器分离，俯仰发动机使飞船偏离。



美国“阿波罗”飞船救生塔示意图

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

ju'anzhi paomo xiangjiao

聚氨酯泡沫橡胶　polyurethane rubber foam　为软质或半硬质聚氨酯泡沫。其主要制造原料是多元醇化合物、有机多异氰酸酯和各种助剂如催化剂、发泡剂、链增长剂、泡沫稳定剂、阻燃剂和防老剂等。制造工艺可分为预聚体法（又称二步法）、半预聚体法和一步法等方法。根据原料和配方不同，通过改变分子中链节的结构，能进行各种改性，制成软质、半硬质和硬质聚氨酯泡沫。聚氨酯泡沫橡胶具有优良的物理力学性能、声学性能、电学性能和耐油性能。软质聚氨酯泡沫橡胶密度为0.02～0.05 g/cm^3，主要用作家具、地毯的衬垫、工业上用作吸音、隔音、过滤、绝热和保温等材料。半硬质泡沫橡胶密度为0.12～0.19 g/cm^3，主要应用于车辆、飞机等的缓冲抗震材料、座垫材料、吸能材料以及制鞋等工业。

（撰写：吴福迪　审订：亚世杰）

ju'anzhi shuzhi

聚氨酯树脂　polyurethane　又称为聚氨基甲酸乙酯塑料。通常为由多元异氰酸酯与多元醇相互作用而制得的分子链上含有重复氨基甲酸酯基团的高分子聚合物。按多元醇中所含官能团的多少，可制成线型结构的热塑性聚合物和体型结构的硬质热固性聚合物。按原料多元醇种类的不同，可分为聚酯型和聚醚型；按交联程度可分为热塑性和热固性两类；按加工方法则可分为浇注型、热塑型和混炼型3种。由于原料不同，形成的聚合物结构亦不同，且性能各异。它广泛用作泡沫塑料、纤维、塑料、弹性体、合成皮革、涂料和胶粘剂等。

（撰写：陈焕春　审订：亚世杰）

ju'anzhi tuijinji

聚氨酯推进剂　polyurethane propellant　以聚氨酯为粘合剂，高氯酸铵等为氧化剂，加入能量添加剂、固化剂和键合剂等，经混合、浇注、固化成形的复合推进剂。聚氨酯粘合剂由二官能度或多官能度的端羟基的预聚物、二元或多元异氰酸酯固化剂反应而成。按照主链结构分为聚醚聚氨酯和聚酯聚氨

酯两种。常用的异氰酸酯固化剂有甲苯二异氰酸酯、六亚甲基二异氰酸酯和异佛尔酮二异氰酸酯等。聚氨酯推进剂用浇注工艺成形，药柱尺寸不受限制，可应用于壳体粘结式固体发动机。在战术、战略导弹和宇航用大型固体火箭发动机中得到应用。其主要缺点是对湿气敏感，能量稍低。

（撰写：何晓兴　审订：王北海）

jubenmi shuzhi

聚苯醚树脂　polyphenylene oxide (PPO);polyphenylene ether (PPE)　包括聚亚苯基氧 (PPO) 和聚苯醚 (PPE)，是其聚集态属非结晶性，能被多种有机溶剂溶胀或溶解的芳香族聚醚类树脂。其分子链由大量芳环及醚键组成，故聚合物的凝聚力和稳定性较高。聚苯醚是具有热固性塑料特点的热塑性工程塑料，具有一系列优异的物理力学性能。热变形温度高 (190 °C)，使用范围较广，具有优良的耐水解性和耐酸、碱、盐水性能，吸湿性低，抗蠕变性突出，尺寸稳定性和电绝缘性能优良，无毒。改性聚苯醚 (MPPO 和 MPPE) 系加高抗冲聚苯乙烯改性的产品，广泛用作结构材料，是通用工程塑料的重要品种。其物理性能见表。

J

聚苯醚树脂的物理性能

外　观	白色固体粉末
特性粘度	0.5 ± 0.025
分子量 (光散射法)	6000～7500
熔点 /°C	> 300
分解温度 /°C	> 350
相对密度	1.07

（撰写：陈焕春　审订：巫世杰）

juguang taiyang dianchi zhen

聚光太阳电池阵　concentrator solar array　由聚光镜光学系统、太阳电池电气系统、机构和结构 (基板)、驱动机构组成的系统。通过聚光镜成倍数地提高投射在太阳电池上的太阳光强度，以提高太阳电池阵的转换效率。聚光太阳电池阵分为两类，一类为菲涅尔聚光太阳电池阵 (如图1所示)，一类为带反射镜的太阳电池阵 (如图2所示)。经过飞行实践的菲涅尔镜聚光太阳电池阵采用转换效率为 24% 的双结砷化镓电池，其质量比能量可达 48 W/kg，面积比能量达到 178 W/m²。用聚光镜是降低高额经费的一种极其有效的途径，因为只需用占电池板面积 15% 的电池 (其他太阳电池阵必须占95 %) 即可远远超出相同板面积的其他太阳电池阵输出功率。带反射镜的聚光太阳电池阵采用转换效率 21.6 % 的双结砷化镓太阳电池，在寿命 15 年末期面积比功率可达 219 W/m²。

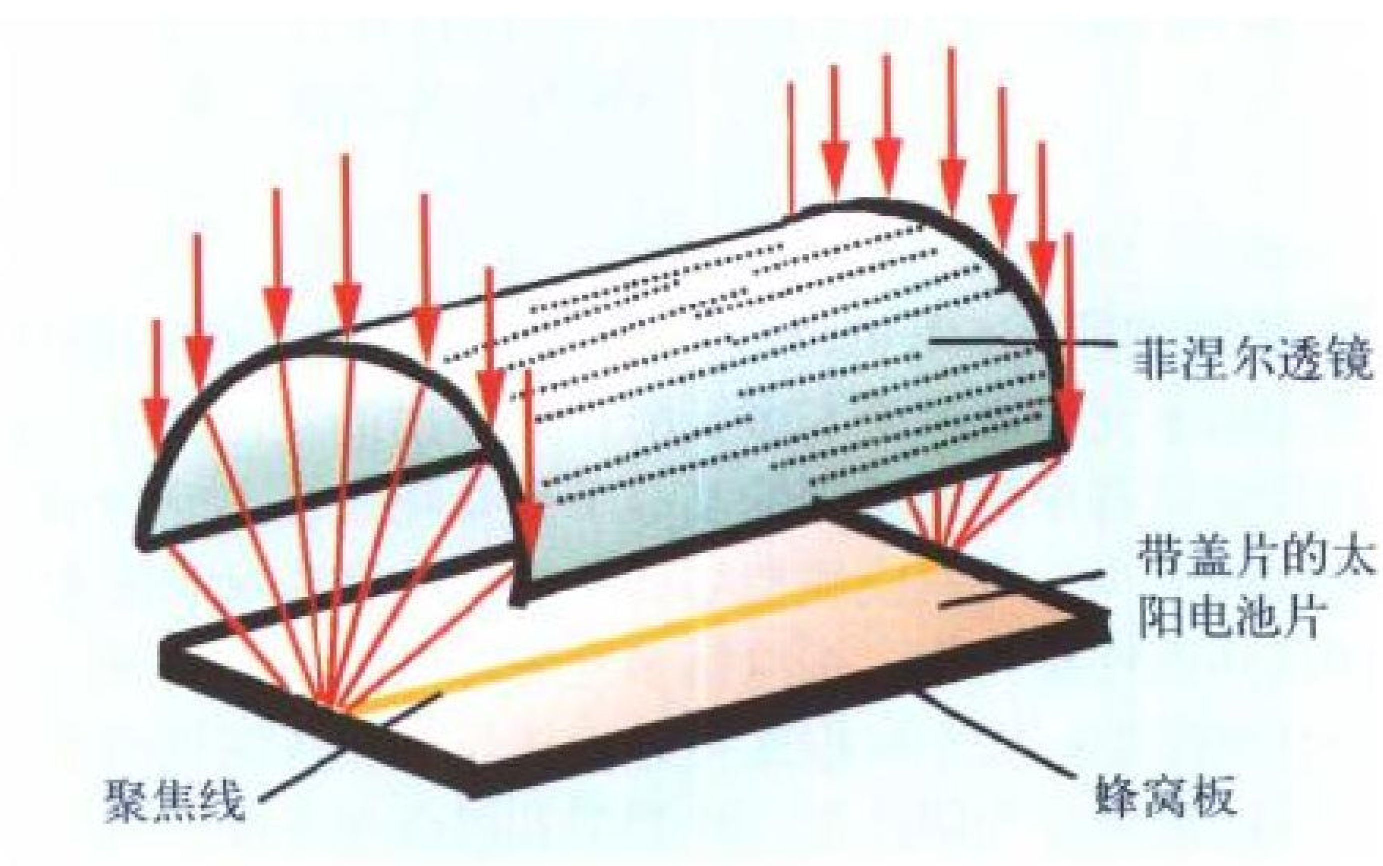


图 1　菲涅尔透镜聚光太阳电池阵（局部）示意图

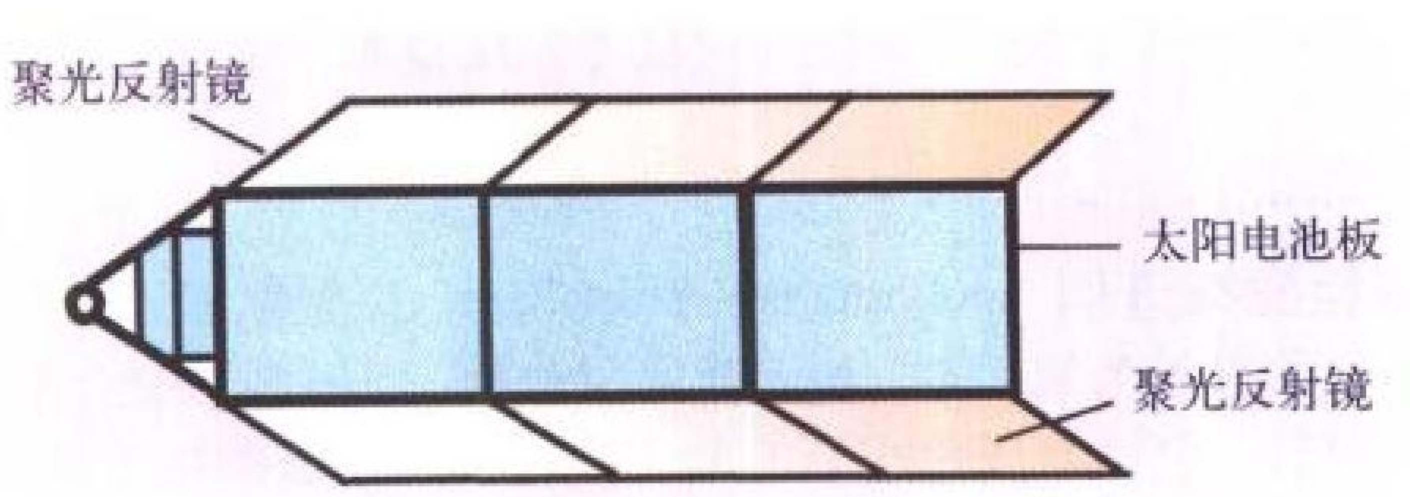
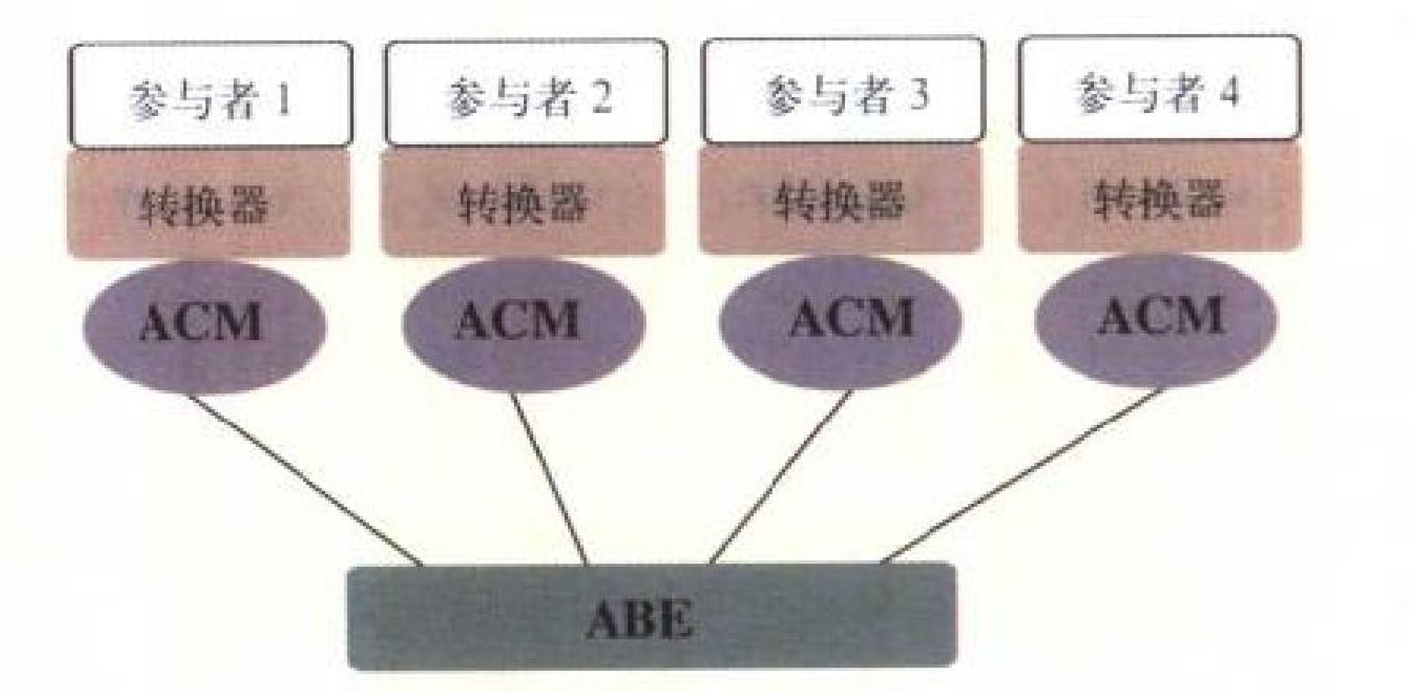


图 2　带反射镜的聚光太阳电池阵示意图

（撰写：陈小宽　审订：褚桂柏）

jujiji fangzhen xieyi

聚集级仿真协议　aggregate level simulation protocol (ALSP)　基于分布式离散事件仿真技术的，用于聚集级作战研究与训练的一类构造仿真。图为目前的ALSP体系结构分布。交互仿真领域将仿真分为 3 类：实物仿真、虚拟仿真、构造仿真。与实物仿真、虚拟仿真运行在实时、单独实体层次上相比，构造仿真中仿真实体的粒度更大，将实体集合聚集成更大的单位，并将其看作一个简单的对象，一般为非实时运行。在解决系统中包含10万个以上实体大规模仿真问题时，DIS2.X 采用计算机生成兵力 (CGF) 的方式来处理。ALSP 与 CGF 相比，其优点在于聚集级实体对网络带宽的要求较低，这也是聚集级仿真得到重视的原因之一。ALSP 的体系结构经历了初期、中期和近期的发展。初期的ALSP 的主要任务就是协调分布仿真部件间仿真时间的推进，保证事件的因果关系。中期的特点是增加新的通用数据管理进程并与集中的时间管理进程分离开。近期体系结构已将中期体系结构中的数据管理进程和时间管理进程结合起来形成 ALSP 的通用模块 (ACM)，构成新的体系结构。ACM 和 ALSP 广播仿真 (ABE) 构成 ALSP 的基础支撑软件 (AIS)，不再限制分布仿真系统使用的语言和操作系统，为系统的建立提供了最大的灵活性。



目前的 ALSP 体系结构

（撰写：周浦南　审订：李伯虎）

juliu tuijinji

聚硫推进剂　polysulfide propellant　以液态聚硫橡胶为预聚物，高氯酸铵等为氧化剂，加入增塑剂、固化剂等助剂，经混合、固化形成的复合推进剂。常用的液态聚硫橡胶为乙基缩甲醛聚硫化合物和丁基缩甲醛聚硫化合物。聚硫推进剂在 1947 年由美国研制成功，并最先应用于壳体粘结式固体发动机。我国从 1958 年开始开展聚硫推进剂研制，成功地应用于我国第一个壳体粘结式固体型号发动机。聚硫推进剂的缺点是能量低、固体添加物含量少。随着新粘合剂体系的发展，聚

硫橡胶已逐步被其他粘合剂所取代。

（撰写：何晓兴　审订：姚润森）

juneng popian shashang zhandoubu

聚能破片杀伤战斗部　shaped-charge fragmentation warhead　又称药柱刻槽式杀伤战斗部。是靠聚能效应形成杀伤破片的战斗部。它是靠装药本身沟槽产生的聚能作用切割战斗部壳体形成杀伤破片的。聚能破片杀伤战斗部利用聚能效应将其壳体炸成预定形状的破片，并将破片按一定飞散角抛射。典型例子如美国“响尾蛇”AIM-9系列空空导弹的战斗部，其结构见图1。战斗部装药与金属壳体间装有塑料衬套，见图2。衬套由塑料或硅橡胶制成，上面带有特定尺寸的楔形槽，用注装法装药后，装药表面就形成楔形槽。装药爆炸时，楔形槽产生聚能效应，将壳体切割成给定形状的破片。聚能破片杀伤战斗部的最大优点是工艺相对简单，金属壳体不用刻槽，塑料衬套可用纤维薄板模压制成，因此成本低廉，便于大批量生产。

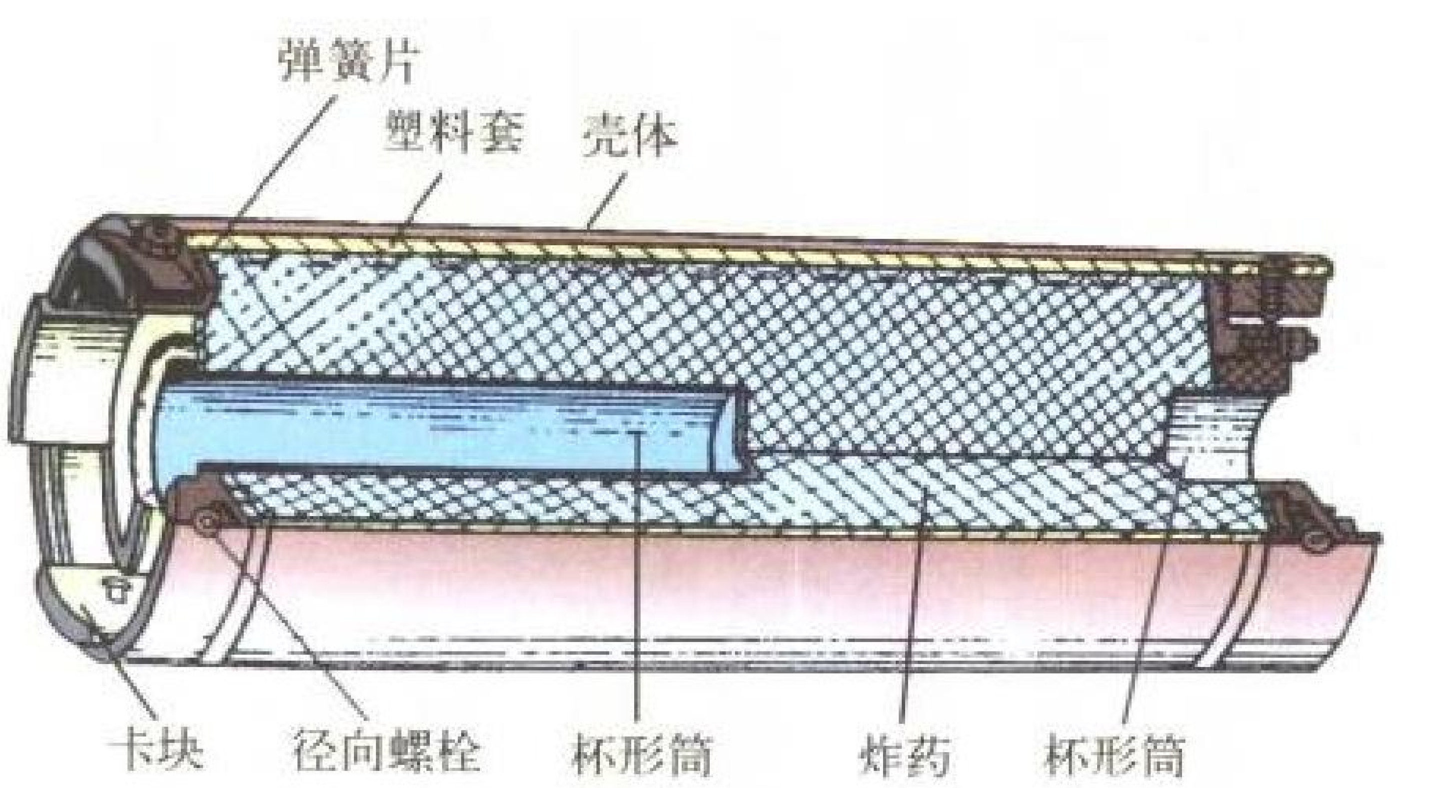


图1 美国“响尾蛇”AIM-9系列空空导弹的聚能破片杀伤战斗部

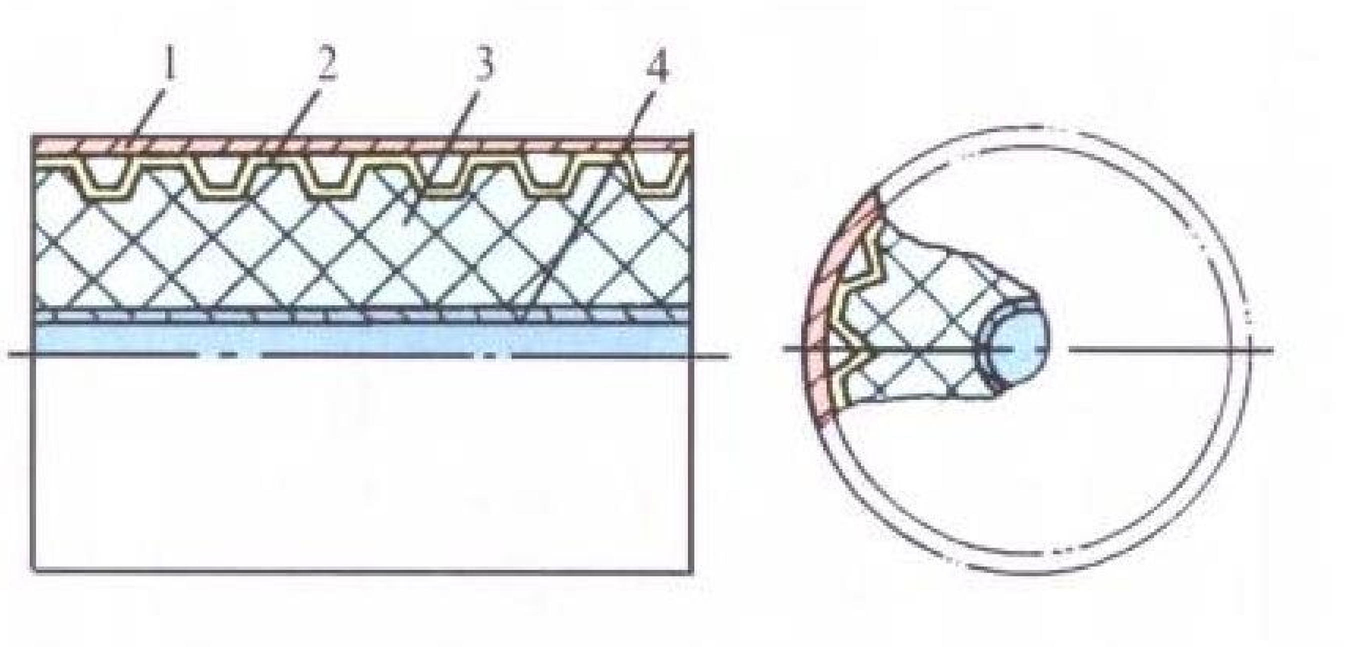


图2 聚能衬套示意图

1—外壳；2—塑料聚能罩；3—炸药；4—杯形筒

（撰写：张志鸿　审订：王毓兰）

juxianya'an fuhelübo

聚酰亚胺复合铝箔　polyimide-aluminium-polyimide compound film (MAM)　用芳香族聚酰胺酸树脂溶液经立式浸胶机在铝箔表面上胶，溶剂挥发后形成聚酰胺酸复合铝箔，再经高温转式烘结炉烧结处理，使之亚胺化（脱水）制得的金黄色复合薄膜制品。中间的铝箔起密封作用，两面的聚酰亚胺薄膜主要为增加韧性，便于工艺施工。该制品在一个压差下的氦气渗透率为10^{-7} ml/(cm^2·s)，拉伸强度大于70 MPa，单位面积质量≤75 g/m^2。它可用作低温工程容器绝热结构的大面积密封材料，可以防止绝热层中的低导热气体与外界空气进行物质交换，保持绝热结构优异的绝热性能；同时可以避免在容器进行低温加注时发生低温抽吸现象（即外界空气被吸入绝热层中并液化），造成绝热性能下降。

（撰写：杨汝平　审订：巫世杰）

juanshi taiyang dianchizhen

卷式太阳电池阵　roll-up solar array　可展开式太阳电池阵的主要类型之一，发射时把太阳电池基板卷在特定的贮存圆筒上的太阳电池阵。它采用整块大面积的柔性基板来支承太阳电池电路，柔性基板一般采用由纤维增强的聚酰亚胺薄膜。在空间轨道上，收拢状态的太阳电池阵被释放，并由相应的展开机构把太阳电池阵展开到所需的位置。与折叠式太阳电池阵相比，卷式太阳电池阵的质量轻，可为太阳电池提供更大的支承面积，因此可用于需要很大电源功率的航天器。但卷式太阳电池阵的构造复杂，直到20世纪末尚未达到型号实用阶段。

（撰写：陈烈民　审订：赵坚成）

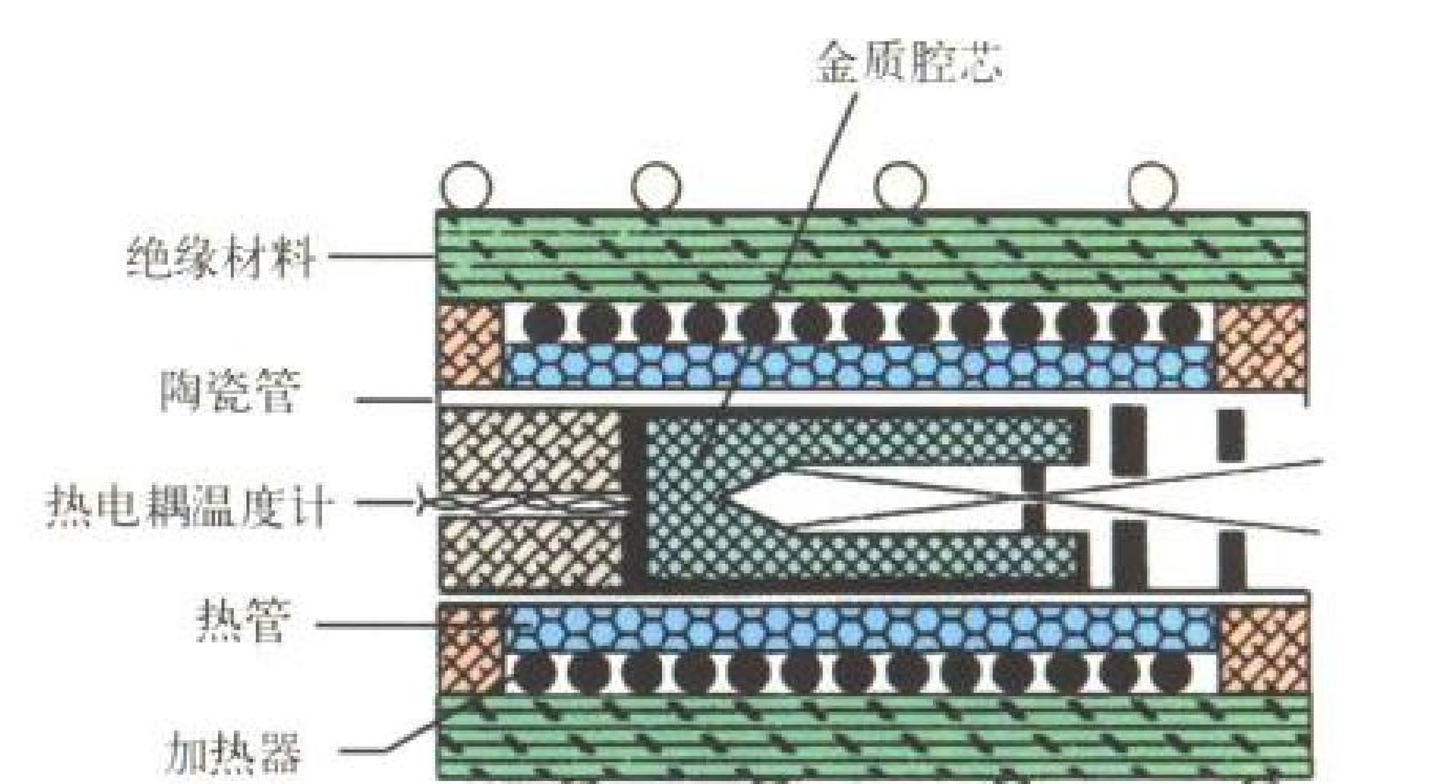
juedui heiti

绝对黑体　absolute blackbody　简称黑体，能吸收全部入射辐射能量的物体，又是最有效的辐射体，即对任何波长辐射吸收率和发射率都为1的物体。绝对黑体作为辐射标准，是可同任何辐射源作比较的理想热辐射体。黑体的辐射性由普朗克定律、斯蒂芬—玻耳兹曼定律和维恩位移定律等严格描述，其主要辐射量，如光谱分布、辐射亮度、辐射峰值波长等由黑体的温度唯一确定。普朗克定律表述了黑体辐射的光谱分布

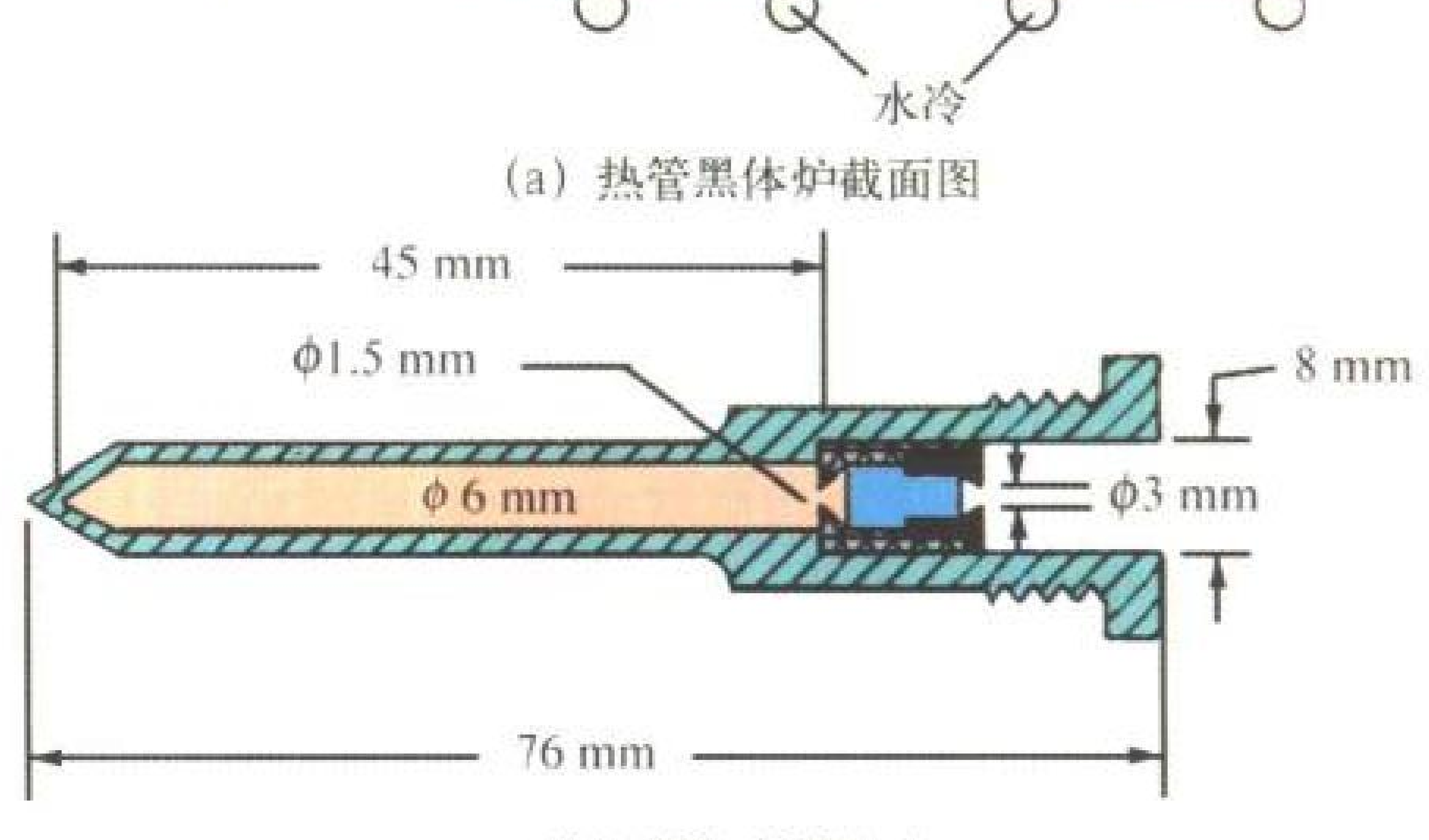
$$W_\lambda=\frac{2\pi hc^2}{\lambda^5}\cdot\frac{1}{e^{hc/kT\lambda}-1}\quad 或\quad W_\lambda=\frac{c_1}{\lambda^5}\cdot\frac{1}{e^{c_2/\lambda T}-1}$$

式中　W_λ是光谱辐射通量密度；λ是波长；h是普朗克常数；T是绝对温度；c是光速；$c_1=2\pi hc^2$，是第一辐射常数；$c_2=hc/k$，是第二辐射常数；k是玻耳兹曼常数。斯蒂芬—玻耳兹曼定律表述了从面积为1 cm^{2}的黑体辐射到半球空间的辐射通量密度

$$W=\frac{2\pi^5 k}{15c^2h^3}T^4=\sigma T^4$$



(a) 热管黑体炉截面图



(b) 黑体内腔尺寸

典型黑体辐射源的结构

J

式中 W 是辐射通量密度 (W/cm^2)；T 是绝对温度 (K)；σ 是斯蒂芬—玻耳兹曼常数。维恩位移定律表述了黑体光谱辐射通量密度的峰值波长 $\lambda_m T=\alpha$；式中：λ_m 是光谱辐射通量密度的峰值波长；$\alpha=2897.8\pm0.4\,\mu mK$。绝对黑体实际上不存在，但是通过精心设计，选用合适的腔体材料和有效的热隔离，合理地加工和精密的温控，可制成发射率达0.999以上的黑体源。黑体辐射源广泛地用于各种红外系统和设备（如辐射计、红外探测器和红外导引头等）性能的标定和校准。用作点源的黑体，辐射孔直径约在10 mm以下，并由转盘上一组精密的光阑调节。用于红外成像系统标定的扩展源黑体，辐射面积可达140 mm × 140 mm，并用不同的栅状光阑和圆孔，或靶条形的周期图案。热像仪探测的是黑体源与作为背景的栅条光阑温差，热像系统的等效噪声温差可达0.01 K，因此黑体与光阑温度的精度、均匀度和稳定度也应达到与此相应的值。图为典型黑体源构造的示意图。

（撰写：陈光余　符文龙　审订：孙再龙）

jueyuantishanggui jicheng dianlu

绝缘体上硅集成电路 silicon-on-insulator (SOI) integrated circuit 采用绝缘体上硅薄膜作为衬底材料制造的集成电路。根据硅膜厚度和膜中掺杂浓度的不同，可把SOI MOS（金属氧化物半导体）器件分为3类：部分耗尽型 (PD)，全耗尽型 (FO) 和类体硅型 (bulk like)。与体硅型相比，SOI全耗尽型MOS器件在亚阈值斜率、结电容、衬偏系数、驱动能力和短沟道特性等器件性能方面均优于体硅器件，并可抑制kink效应（输出特性向上翘曲的效应），因此成为低压低功耗集成电路的优选器件。最近几年，又出现了具有动态阀值的低压器件 (DTMOS)。SOI技术发展的最初动力是它的优良的抗辐射特性及其在军用与航天应用领域的广阔前景。由于SOI的全介质隔离结构消除了体硅CMOS中固有的闩锁通路，所以SOI集成电路具有良好的抗瞬时辐射和单粒子闩锁 (SEL) 的能力；由于硅膜厚度很薄，下面又是一层介质，因此具有远小于体硅器件的单粒子翻转 (SEU) 截面。在抗电离辐射加固时，一般采用部分耗尽型器件，其加固工艺技术与体硅器件基本类似，但在采用全耗尽型器件时，则要针对SOI的埋氧化层进行适当的加固。随着SOI材料和技术的不断进步，SOI在双极、CMOS（互补MOS）和BiCMOS（双极与CMOS并用）集成电路以及在抗辐射、高温、高压和高频领域的巨大应用潜力不断变为现实，SOI正在成为21世纪新一代的器件与超大规模集成电路采用的技术。

（撰写：李荫波　审订：白　丁）

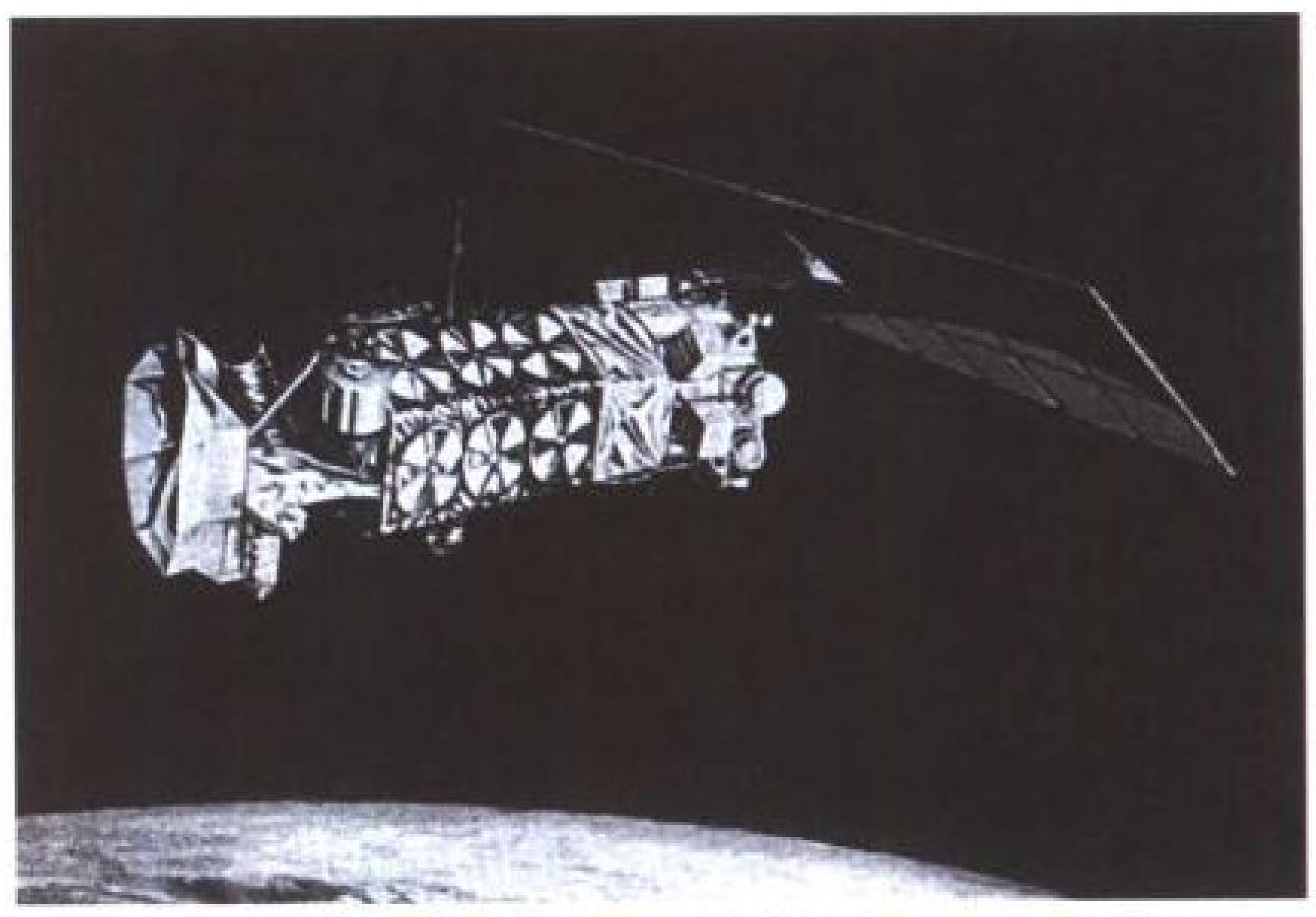
junshi hangtian

军事航天 military space activities 用于军事目的的一切航天活动。主要包括卫星侦察、预警、军事卫星通信、数据中继、军事卫星导航定位、军事卫星气象、军事卫星测地、天基作战等方面。分空间部分和地面部分。空间部分是指各类载人和不载人军用航天器的应用活动，地面部分包括军用卫星地面站、信息处理、发布和应用系统。人类在20世纪50年代末期进入军事航天时代至今，美国、前苏联／俄罗斯、欧洲、中国、印度、以色列等都具备了军事航天能力。而且具备军事航天能力的国家有增多的趋势。建立的各军事航天体系，已成为这些国家国防力量的重要组成部分，是国防现代化的重要标志之一，在近年几次局部战争中发挥了无可替代的作用。未来军事航天将与信息技术相结合，各种系统协调发展，互联互通，集信息获取、处理、传输和应用于一体，组成反应迅速、使用灵活、应用广泛的军事航天系统。

（撰写：梁　巍　审订：朱毅麟）

junyong qixiang weixing

军用气象卫星 military meteorological satellite 专用于军事目的的气象卫星。一般由多颗卫星组网工作，利用星载各种遥感器拍摄云图和获得其他定量气象参数，提供全球范围的战略和战术实时气象资料。与民用卫星相比，军用气象卫星具有保密性强、图像分辨率高等特点。军用气象卫星也常常与照相侦察卫星相配合，为其提供欲拍摄地区的云层覆盖情况，以科学制定侦察路线，避免云层遮挡，提高侦察效率。军用气象卫星获得的气象信息还能用于校正其他军用卫星的轨道测量和洲际弹道导弹的飞行弹道，提高卫星的测轨精度和导弹命中精度。美国的军用气象卫星主要有“国防气象卫星计划”卫星系列。前苏联／俄罗斯的军用气象卫星混编在“宇宙”卫星系列中。



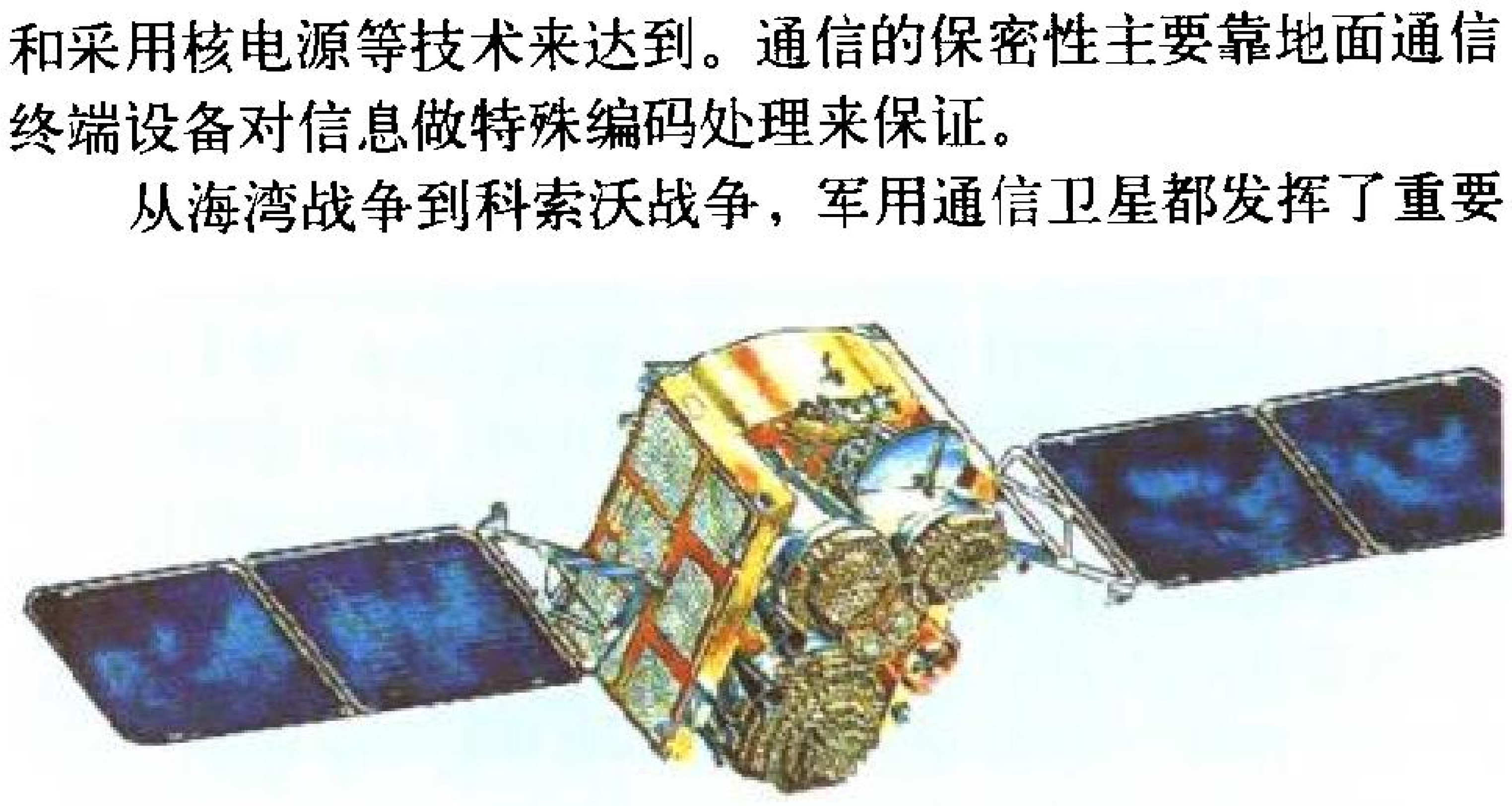
美国“国防气象卫星计划”5D－2卫星

（撰写：涂元季　审订：梁　巍　朱毅麟）

junyong tongxin weixing

军用通信卫星 military communication satellite 专门用于军事通信的人造地球卫星。包括战略通信卫星和战术通信卫星。前者提供全球性的战略通信，后者提供地区性战术通信以及对军用飞机、舰船、车辆和单兵的移动通信。20世纪80年代以来，战略与战术通信卫星的区分已不明显。军事通信要求迅速、准确、保密和不间断。与民用通信卫星相比，军用通信卫星具有抗干扰性好、机动灵活性大、可靠性高和生存力强等特点。这些特点是靠选择不同通信体制、调整发射功率和接收灵敏度、改变天线波束宽度和指向、实行星上信号处理（跳频、解调等）和交叉组合连接、强化遥控指令系统和采用核电源等技术来达到。通信的保密性主要靠地面通信终端设备对信息做特殊编码处理来保证。

从海湾战争到科索沃战争，军用通信卫星都发挥了重要



美国“国防通信卫星”III (DSCS-III)

作用，不仅使广泛散布的武器平台与作战部队有效集成，而且可使“观测、判断、决策、行动”(OODA) 环路所需要的平均时间达到最短。军用通信卫星的未来发展，重点是采用极高频通信频段、波束切换与控制技术、自适应天线调零技术、扩展频率跳变技术、星上信号处理技术和星间链路等，提高卫星的抗干扰能力和生存能力。典型的军用通信卫星有美国的“国防通信卫星”、“舰队通信卫星”、“特高频后继星”和“军事星”；前苏联／俄罗斯的“闪电”卫星、“宇宙”战术通信卫星；英国的“天网”卫星和北约组织的“纳托”卫星等。 (撰写：张照炎　审订：王景泉)

junyong weixing

军用卫星　military satellite　专门用于各种军事目的的人造地球卫星。军用卫星发射数量最多，约占世界各国发射航天器数量的三分之二。军用卫星按用途一般分为侦察卫星、军用通信卫星、军用导航卫星、军用气象卫星、军用测地卫星和截击卫星等。在20世纪50年代末期人造卫星出现以后，就开始试验用于军事目的。进入60年代，各种军用卫星相继投入使用。之后，随着卫星技术和卫星应用技术的进步，军用卫星得到飞速发展。在90年代的几次局部战争中，军用卫星都直接参与了实战，成为一些国家现代化作战和指挥系统的重要组成部分，被喻为现代化信息战中军事力量的倍增器。军用卫星主要发展趋势是在提高各种军用卫星性能的同时，打破各类卫星单独发展的条块分割模式，组成一体化天基信息网；提高信息获取能力和信息传输能力；引入新概念，提高信息融合能力，扩大应用领域；增强生存能力和抗干扰能力，延长工作寿命。 (撰写：梁巍　审订：朱毅麟)

junzhi tuijinji

均质推进剂　homogeneous propellant　又称胶质推进剂。一种没有明显物相界面的固体推进剂。分为单基推进剂和双基推进剂两类。前者以硝化纤维素为主要成分，一般与混合溶剂混合后，经过溶胀、溶解、捏合成具有一定可塑性的药团，再通过压伸机和成形模具，进一步塑化成形，得到具有一定形状、尺寸、密度和机械强度的药柱，主要用作枪炮药。后者以硝化纤维素和硝化甘油或其他多元醇硝酸酯为主要成分，经溶解塑化后形成均相材料，在一定压力和温度下，通过挤压或浇铸工艺，形成具有一定药型的固体药柱，主要用于常规兵器和中小型火箭发动机中。均质推进剂工艺成熟、成本低廉、排气少烟、耐湿耐老化性能好。均质推进剂除了均质组分外，还含有工艺助剂、化学稳定剂、燃速调节剂和其他添加剂等少量非均质组分。 (撰写：唐菊花　审订：姚润森)

J



Ka pinduan

Ka 频段 Ka band 按照通常的频段划分，频率范围为26.5～40.0 GHz，对应波长范围1.13～0.75 cm的频段。根据国际电信联盟无线电规则第八条，Ka频段在空间应用的方面有：空间研究、卫星星间链路、广播卫星、固定通信业务卫星、移动通信业务卫星、地球探测卫星、标准频率和时间信号卫星等。Ka频段信号在传输过程中受降雨的影响比较严重，在系统链路设计时针对雨衰减要留有充足的备余量。划分给卫星通信用的Ka频段可以提供3.5 GHz的可用频带，能满足大容量信息传输的要求。在选用Ka频段中具体频率时，需要注意有关的规则和定期修改的内容以及业务的种类。

（撰写：陈 豪 审订：张 伟）

K_p zhishu he A_p zhishu

K_p 指数和 A_p 指数 K_p index and A_p index K_p指数用来表征3 h时间间隔的全球性地磁活动性，又称巴特尔(Bartal's)行星性3 h指数。K_p指数是由处于47°～63°纬度之间的13个地磁台，所得的13个K指数的平均，在0至9.0间共分28级，相邻级间差为1/3，如1+即为4/3。它主要用来研究太阳粒子辐射对地磁场的影响，大的K_p主要反映极区磁扰，ΣK_p则表示每一格林尼治日给出的磁扰程度。A_p指数也是一种3 h间隔的全球性地磁活动指数，由K_p指数派生出来，是将半对数关系的K_p指数与磁扰幅度关系改变为大体为线性关系的A_p的平均值。将每天的8个A_p指数相加起来，表征该日的地磁扰动情况。下表给出了K_p指数和A_p指数的换算对应值。

K_p指数和A_p指数的换算

K_p	0_0	0_+	1_-	1_0	1_+	2_-	2_0	2_+	3_-	3_0	3_+	4_-	4_0	4_+
A_p	0	2	3	4	5	6	7	9	12	15	18	22	27	32
K_p	5_-	5_0	5_+	6_-	6_0	6_+	7_-	7_0	7_+	8_-	8_0	8_+	9_-	9_0
A_p	39	48	56	67	80	94	111	132	154	179	207	236	300	400

（撰写：孔克典 古士芬 审订：都 亨）

Ku pinduan

Ku 频段 Ku band 按照通常的频段划分，频率范围为12.4～18.0 GHz，对应波长范围为2.42～1.67 cm的频段。根据国际电信联盟无线电规则第八条，Ku频段在空间的应用方面有：空间研究、卫星星间链路、广播卫星、固定通信业务卫星、移动通信业务卫星、地球观测卫星、无线电导航卫星、标准频率和时间信号卫星等。Ku频段是目前广泛使用的频段，雨衰减对信号传输有一定的影响。极化复用时还要考虑大气层对极化的影响，链路估算时要求留有相当的备余量。Ku频段在卫星固定通信应用时，可用带宽最大值可达到1 GHz。Ku频段的广播卫星，下行发射功率比较大，接收天线的口径可以小于1 m，可以实现入户个体接收。在选用Ku频段具体频率时，需要注意有关的规则和定期修改的内容以及业务的种类。

（撰写：陈 豪 审订：张 伟）

kasaigelun danmaichong tianxian

卡塞格伦单脉冲天线 monopulse Cassegrain antenna 由卡塞格伦式反射面与单脉冲馈源组成的天线。标准卡塞格伦天线的主反射面为旋转抛物面，副反射面为旋转双曲面，单脉冲馈源有多喇叭及多模喇叭等几种形式，它通常是置于主反射面上，并在旋转双曲面副反射面的一个焦点上（参见卡塞格伦天线）。常用5喇叭单脉冲馈源构成卡塞格伦单脉冲天线，虽然它的差斜率较低，但其结构简单，易于实现圆极化，交叉耦合小，指向精度可以做得高，并且工作在连续波状态时，收发隔离也容易解决。为了提高天线效率，可以修正主、副反射面形状构成双赋形卡塞格伦天线。

（撰写：程 臻 审订：高文斌）

kasaigelun tianxian

卡塞格伦天线 Cassegrain antenna 一种由抛物反射面和双曲反射面组成的双反射面天线。因原理与法国光学家卡塞格伦发明的望远镜相似而得名。图1、图2为它的原理图。此种天线由馈源及两个反射面组成（见图1)。主反射面为旋转抛物面，副反射面为旋转双曲面。馈源的位置可以放在抛物面的顶点也可以稍靠前。双曲面的两个焦点的位置是一个在抛物面的焦点，另一个在抛物面的顶点或稍前后(见图2)。由于这种天线的馈源处于抛物面的顶点，而不像一般的抛物面天线须把馈源放在抛物面的焦点处，对馈源及微波传输装置相对复杂的天线系统就不宜采用这种传统的结构。卡塞格伦天线是将馈源和微波传输装置放在抛物面的后面，这就避免了对天线口面造成较大的阻挡，并简化了天线的结构设计。其特点是：(1) 可根据天线增益的要求有效地控制两个反射面的形状和曲率以提高效率，这是普通抛物面天线难以做到的；(2) 馈源向前照射，向后溢出辐射较少，可减少天线噪声温度；(3) 馈线较短，可减少传输系统噪声温度。为适应不同需要，有极化扭转、

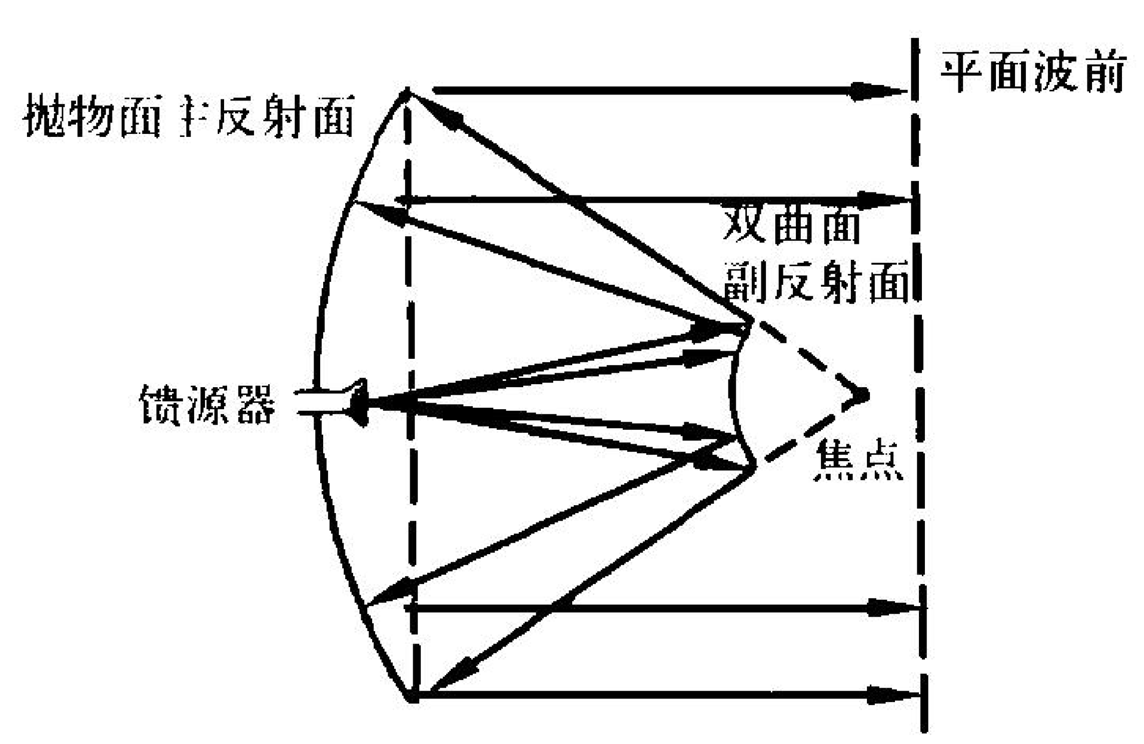


图1 天线结构布置及微波传播路径

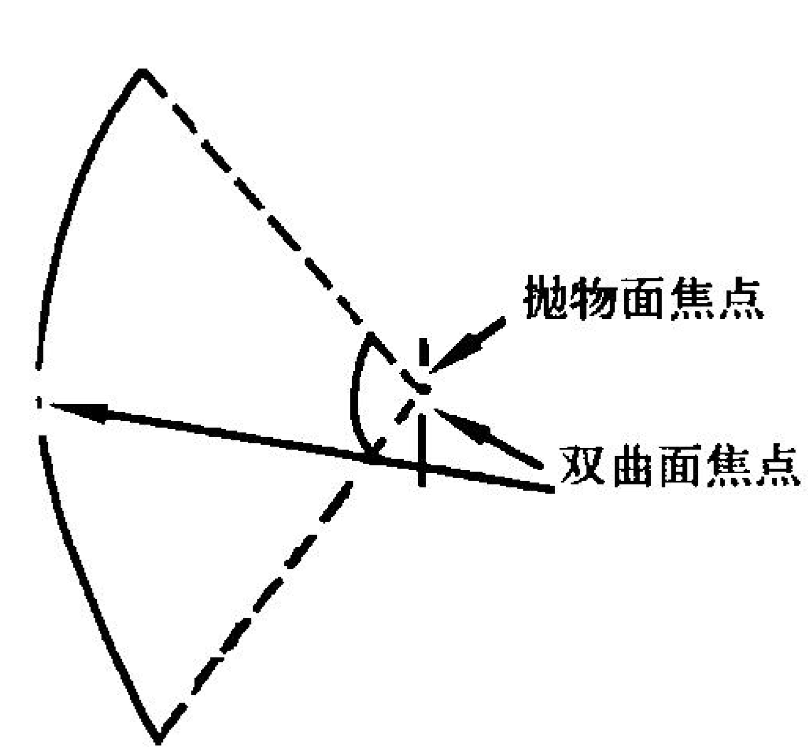


图2 反射面及焦点位置

整形、偏置和近场等变态结构。这种天线广泛用于单脉冲雷达、卫星通信地面站和射电天文望远镜等领域。

（撰写：唐国富　马宝国　审订：孙志荣　刘坤山）

kasaigelun xitong

卡塞格伦系统　Cassegrain system　又称卡塞格伦望远光学系统。次反射镜焦点之一与主反射镜焦点重合的一种反射式望远系统。它是反射式望远镜的一种普通类型。反射式望远镜物镜由镀有一层薄铝膜的凹抛物面反射镜组成的。凹抛物面反射镜接收来自遥远星球的平行光，并在成像处聚焦，可以测量图像、进行光谱分析和摄影录像。例如，反射镜被用作物镜，这时图像必须在一束光以外的一个适当的位置形成（如图1所示）。卡塞格伦系统用一块小的凹双曲线次级反射镜，通过初级反射镜中心小孔反射光束。它的优点是结构紧凑，会聚光束通过主镜的中心孔，便于旋转探测器组件，是红外接收系统中最常用的结构形式，如共孔径复合结构（见图2）。

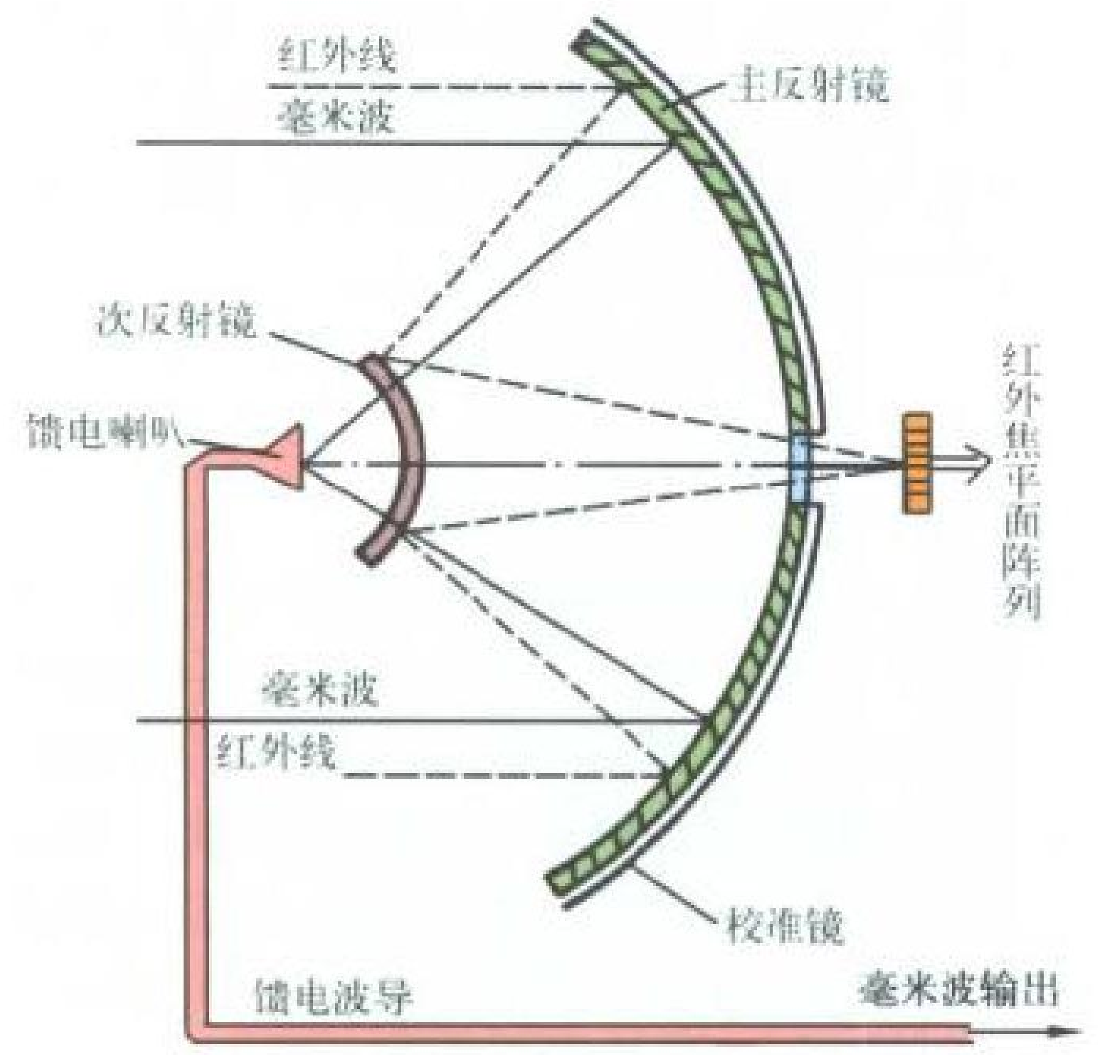


图1　卡塞格伦反射式光学系统

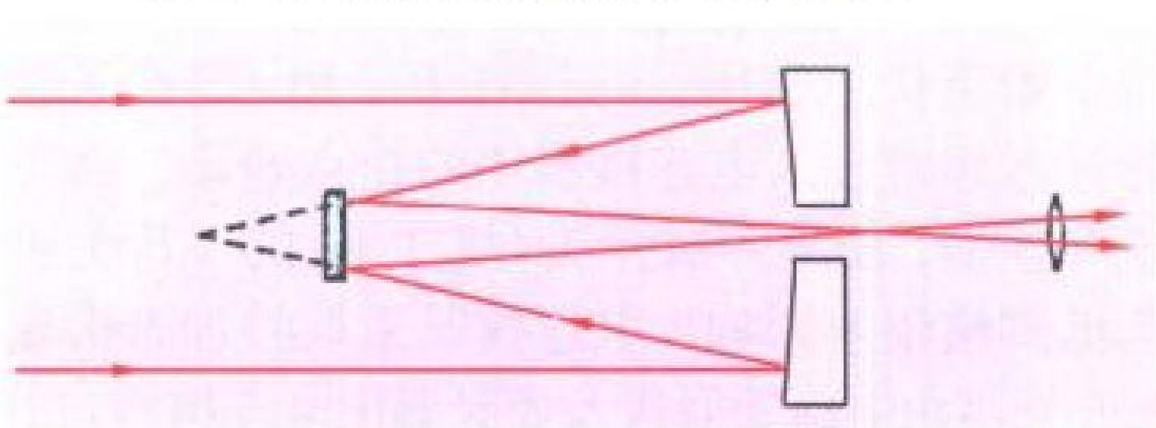


图2　卡塞格伦光学系统／抛物面天线复合结构示意图

（撰写：马宝国　审订：周世勤　刘坤山）

kaipule dinglü

开普勒定律　Kepler laws　开普勒总结出的行星运动三大定律。德国天文学家开普勒分析计算了丹麦天文学家第谷多年对行星特别是火星的观测资料，总结出了三大定律。第一定律，行星运动始终在通过太阳质心的一个平面内，行星的运动轨迹都是椭圆，太阳位于椭圆的一个焦点；第二定律，亦称面积定律，行星的向径（太阳质心到行星质心的连线）在相同时间内扫过的面积相等；第三定律，行星围绕太阳运动的公转周期的平方与它们的轨道半长轴的立方成正比。这3条定律为万有引力定律的发现奠定了基础。从万有引力定律和牛顿运动定律也可推导出开普勒定律。

（撰写：范秦鸿　审订：张荣保）

kaisan chongji guozai

开伞冲击过载　opening shock load　又称开伞动载。降落伞在充气过程中，由于伞系统的突然减速而作用于人体的冲击力。它与伞衣面积、阻力系数、空气密度、跳伞者质量、下降速度等因素有关。若采用同样的降落伞，开伞冲击过载由下列公式表示

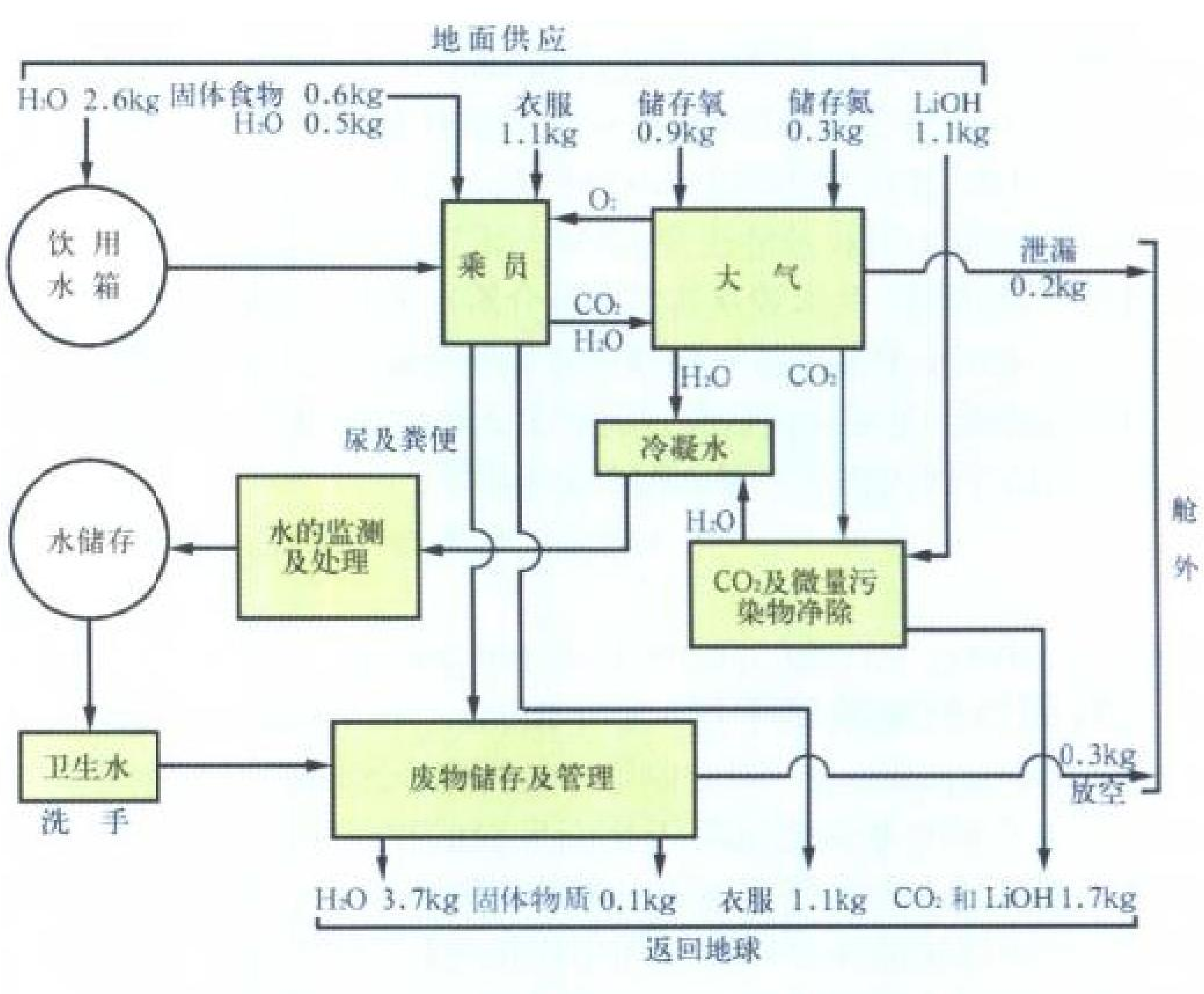
$$\bar{G}=\frac{V_1-V_2}{t\cdot g}$$

式中 $\bar{G}$ 为平均开伞冲击过载，其值为重力加速度的倍数；V_1 为开伞前拉直速度（m/s）；V_2 为开伞后充满速度（m/s）；t 为伞衣充满时间（s）；g 为重力加速度（m/s²）。在弹射离机或飞船下降一定高度时，必须借助降落伞系统以降低着陆速度。航天员弹射救生时，主要承受头—足方向开伞冲击过载，在背带与人体相接触的部位，如肩、胸、会阴等部位容易发生软组织挫伤、扭伤，甚至脱臼或骨折等。我国目前采用的耐受标准为15～20 g，0.3 s，中空开伞为14～16 g。人—舱系统下落开伞时，航天员采用半仰卧体位，主要承受胸—背方向的过载。作用时间超过1 s表现为持续性超重影响，低于1 s则表现出胸—背向冲击过载效应，引起软组织淤血等损伤。人体对胸—背向减速动载的耐限为35 g，1200 g/s，0.1 s。

（撰写：蒋昌林　审订：魏金河）

kaishi xitong

开式系统　open cycle life support system　氧、水和食物完全由地面供应，废气、废液和废物均不回收利用的消耗性系统。图中表示一个典型的开式生命保障系统的物质平衡关系。每名航天员的每天物质消耗量为7.1 kg，同时排出等量的废弃物质。每人每天供应物质包括2.6 kg的饮用水，0.6 kg的固体食物，食物含水0.5 kg，氧气0.9 kg，氮气0.3 kg，二氧化碳吸收剂（LiOH）1.1 kg和衣服1.1 kg。而每人每天排出舱外及带回地面的废弃物质则包括：废水3.8 kg，其中含有固体物质0.1 kg，二氧化碳和



典型的开式生命保障系统物质平衡

LiOH吸收剂1.7 kg及衣服1.1 kg，共计6.6 kg。放到舱外的气体0.3 kg，舱体泄漏0.2 kg，总计7.1 kg。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

kang dagonglü maichong zuse ganrao

抗大功率脉冲阻塞干扰　anti-large-power pulse barrage jamming　雷达为在大功率脉冲噪声阻塞干扰背景下实现对目标正常的探测和跟踪所采取的对抗措施。雷达采取的常用技术有：在频域上采用频率捷变技术、频率分集技术，使大功率脉冲阻塞干扰不能进入雷达频段内，从而达到抑制干扰的目的；在空域上采用旁瓣消隐技术，用旁瓣消隐电路将干扰脉冲滤除。

（撰写：文树梁　审订：陆林根）

kang'eliehuanjing jisuanji

抗恶劣环境计算机 anti-severe-environment computer 通过实施加固设计和加固措施后，满足特定恶劣环境下使用要求的计算机。恶劣环境一般指计算机作业条件或存储条件所处的非普通的周围环境，恶劣环境条件因素主要包括：(1) 气候环境，风、雨、雪、冰、霜、雾、高温、潮湿、低温、砂尘、高气压、低气压、盐雾、烟尘等有害因素；(2) 机械物理环境，冲击、振动、跌落、摇摆、应力和噪声等有害因素；(3) 电磁环境，电磁场强度、电磁脉冲密度、雷电冲击强度、静电火花等因素；(4) 生物环境，霉菌、昆虫等有害因素；(5) 空间环境，电磁场、辐照、单粒子等因素；(6) 特种环境，核爆炸引起的冲击波、核辐射因素，出于安全考虑的信息泄漏因素等。总之，不管全方位适应或部分适应这些环境要求的计算机并涉及车载、舰载、航空航天、星载以及野外环境使用的计算机统称抗恶劣环境计算机，抗恶劣环境计算机都是加固型计算机。

（撰写：于伦正 审订：蒋轩祥）

kangfanfushe daodan jishu

抗反辐射导弹技术 anti-antiradiation missile technology 在反辐射导弹 (ARM) 威胁环境中，为保护己方地面防空兵器及其雷达设备有效地使用频谱、防止反辐射导弹破坏性攻击而采取的各种对抗措施。对 ARM 防御的基本途径有两种：一种是用电子干扰的方法干扰 ARM 的被动雷达导引头使其失效；另一种是使用硬杀伤手段直接摧毁 ARM。采取电子干扰的措施大致有：(1) 使用有源诱饵装置诱偏ARM；(2) 采用雷达组网或双 (多) 基地雷达抗 ARM；(3) 采用低截获概率雷达或米波、超高频 (UHF) 波段雷达避免 ARM 的攻击；(4) 雷达辐射控制，破坏ARM跟踪；(5) 投放能改变ARM与雷达之间电磁波传输的专用介质 (如烟雾、气溶胶及其它屏蔽介质)。采取主动攻击的措施有：(1) 采用小型高速防空导弹或密集阵火炮直接拦截ARM；(2) 使用强激光、电磁轨道炮或定向射束武器拦截ARM；(3) 使用专用的引信干扰机提前引爆 ARM 战斗部等。

（撰写：阮文杰 审订：吴 欣）

kang fencheng tongbu qipian bianma ganrao

抗分程同步欺骗编码干扰 anti-frame-synchronization deception coding jamming 时分制脉冲编码指令传输系统为对抗破坏同步系统的欺骗性编码干扰而采取的抗干扰措施之一。分程同步信号 T 作为弹上译码时钟的帧同步信号，在制导指令数字抗干扰编码体制中往往还用作抗干扰识别信号。它是制导指令编码中可靠性级别最高的码组，工程上常称为“高阶识别码”。对T信号的干扰主要是欺骗性干扰。为保证T信号有效地对抗欺骗干扰，应对它的编码和译码作精心设计。比如，可以将 T 信号编成各种伪随机序列码组和多联 (m) 重合码组等，以增加破码的难度；另外还可以对各种码组中的每一个码脉冲给出多个码元位置的选择，这样每一个码元位置与一种码组均可组合构成一种状态，就使得 T 码组有多种编码状态供受到欺骗编码干扰时切换 (预先装定、按程序或自适应等方法)，达到有效抗干扰的作用。工程应用证明，将T信号编成多位巴克序列码和多联重合码两种码组，并对每一种编码码组的码脉冲给出多个脉位选择有极好的抗干扰效果。

（撰写：李玉清 阮文杰 审订：吴 欣）

kangfushe jiagu

抗辐射加固 radiation hardening 为提高航天器耐受天然或人工粒子辐射环境的能力，避免其运行期间遭受辐射损伤，而对航天器采取的防护措施。对航天器有危害的天然粒子辐射来源于地球辐射带、银河宇宙线和太阳宇宙线，人工粒子辐射来自高空核爆炸、航天器核能源系统等，这些粒子辐射可分为持续性和突发性两类。带电粒子辐射对航天器所使用的功能材料和电子元器件产生损伤性辐射效应主要包括总电离剂量效应、单粒子效应、充／放电效应、原子位移效应、X射线热效应和瞬时高剂量率 γ 射线脉冲效应等，将会对航天器造成材料性能退化甚至功能丧失、电子元器件性能漂移和衰退、电路产生逻辑错误甚至不可恢复的物理损伤等。抗辐射加固技术是航天、空间物理、核物理、微电子、材料和计算机等多个学科相互渗透和交叉的领域。抗辐射加固贯穿于航天器设计研制与在轨管理的全过程，在整个航天器系统、分系统和设备、元器件和材料 3 个层次上进行。

（撰写：蔡震波 审订：张永维）

kangfushe jiagu dianlianjieqi

抗辐射加固电连接器 radiation-hardened connector 用于导弹或其他武器系统中电子设备与电子设备之间的电路连接或分离，并在核辐射环境下，能正常进行电信号传输和控制的机电元件。它由插头和插座两部分组成。一般有插头与插座插合后不分离的抗辐射加固电连接器，也有插头与插座插合后需电磁、机械分离的抗辐射加固分离电连接器，可根据需要选用。现代战争中，为了提高导弹的作战性能，往往要考虑在遭受核打击下的防御反击能力。在核爆中心数公里范围内一般要产生一个数万伏电磁场，并伴有中子和 γ 等粒子辐射。这些电磁脉冲和辐射侵入电连接器中的接点通路，会干扰电信号的传输和控制，使导弹或弹头 (战斗部) 的飞行失去控制而失效。为抵御核辐射影响，电连接器采取的加固措施有：(1) 利用金属外壳阻止电磁辐射进入或泄漏出电连接器；(2) 在电连接器的每一个插针上装一个 Π 型滤波器，用于滤去外来的 脉冲信号；(3) 在结构设计上，要尽量减小窗口，提高配合精度；(4) 在外壳表面上镀一层能较好屏蔽电磁干扰的镀层；(5) 插头与插座连接面间增加屏蔽簧片等。

（撰写：徐光熙 审订：许金雨）

kangfushe jiagu gongyi jishu

抗辐射加固工艺技术 radiation hardening technology 为使半导体器件和集成电路在辐射环境中能够正常工作或具有很长的使用寿命所需采取的工艺措施。半导体器件和集成电路所要面对的辐射环境主要有空间辐射环境、核爆炸辐射环境、实验室辐射环境、工艺辐射环境和核动力辐射环境等。半导体器件和电路在电离辐射环境中会引起各种辐射效应，概括起来可分为位移效应、电离效应和表面效应等。这些辐射效应将引起半导体器件和电路性能退化，甚至失效。不同类型的辐射环境对半导体器件和集成电路所产生的辐射效应是不同的，而对于同一辐射环境，不同类型的半导体器件和集成电路，其辐射效应和损伤机理也各不相同。为了使半导体器件和集成电路在辐射环境中能够正常工作或具有很长的使用寿命，就必须采取抗辐射加固工艺技术，对半导体器件和集成电路进行抗辐射加固。对于不同类型的半导体器件和集成电路，应根据其工作的辐射环境及相应的辐射效应和损伤机理，有针对性地采取加固措施。经过辐射加固的半导体器件和电路，其抗辐射能力一般会提高两个数量级以上。抗辐射加固工艺技术广泛应用于航天及武器装备电子系统中，它在延

长航天器寿命、提高系统可靠性，以及增强武器装备在核战争环境下的生存能力等方面等起着重要作用。

（撰写：吴传良　审订：白　丁）

kangfushe jiagu jisuanji

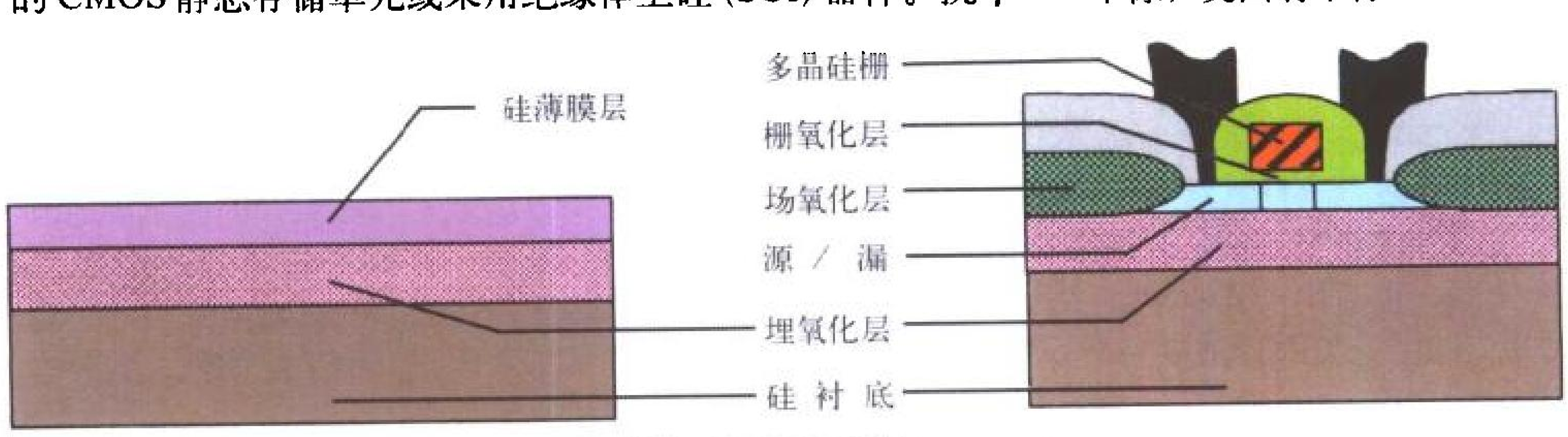
抗辐射加固计算机　radiation hardening computer　在设计和制造过程中通过采取加固措施，能够在辐射环境条件下可靠运行的计算机。通常辐射环境包括核爆炸、核反应堆产生的核辐射和来源于太阳宇宙线、银河宇宙线及地球辐射带的空间高能粒子辐射。辐射效应主要是：(1) 辐射损伤效应，包括位移效应、电离效应和瞬时辐射效应，可导致半导体电路性能衰退、闩锁或烧毁；(2) 单粒子事件效应，包括使存储器翻转的单粒子翻转事件、线性电路误输出信号的单粒子瞬变效应和在CMOS电路中产生的闩锁效应，还包括可使场效应管发生单粒子烧毁及门断裂事件。计算机的抗辐射加固设计可分为两个级别：(1) 器件级加固措施。研制生产在材料、结构、工艺等方面全新的军用规范加固器件，提高器件抗辐射损伤和抗单粒子事件的能力；对于商用器件采用屏蔽、修改封装、减额和改变工作状态等措施，使其满足辐射环境应用的需要。(2) 系统级加固措施：①在装联过程中，选用经过辐射环境试验验证的工艺方法和成熟的工艺技术；②对灾难性事件应有保护措施，如电源对骤然增加的电流应有关断、重开措施，对特殊灾难区间可采取停机措施，系统主CPU应在程序中加入可以处理突发事件的内容；③对系统所用芯片在进行辐射剂量和各类单粒子效应试验的基础上，作有针对性的处理；④存储器采用纠错技术。抗辐射加固计算机主要用于航天器和各种在辐射环境中运行的武器装备中。

（撰写：王福松　审订：郑百陆）

kangfushe jiagu sheji jishu

抗辐射加固设计技术　radiation hardening design technology　提高器件和电路抗辐射能力的设计方法。电离辐射对集成电路的性能和使用寿命产生很大影响，使之性能衰退，甚至失效。许多实际的应用需要半导体器件具有一定的抗辐射能力。电路的抗辐射能力和器件结构、工艺加工以及设计有很大的关系。随着器件应用环境不同，要求器件具有抗中子、抗单粒子、抗γ总剂量和γ剂量率的能力。中子通过晶格间诱导原子位移而影响载流子寿命。单粒子主要是α粒子，引起存储器或寄存器瞬间翻转而造成软失效。γ粒子的作用是碰撞原子的轨道电子，形成电子空穴对，或产生新的界面态，影响金属氧化物半导体(MOS)器件的阈值电压，大剂量瞬间γ粒子将产生光电流，使互补金属氧化物半导体(CMOS)电路闩锁。针对不同的应用要求，采用不同的辐射加固设计技术。双极器件抗中子能力较低，一般抗中子辐射选用MOS器件。α粒子引起存储器软失效，在电路设计中一般用栅上带有电阻的CMOS静态存储单元或采用绝缘体上硅(SOI)器件。抗γ总剂量主要依靠工艺，采用加固工艺可以减少捕获因子，提高抗辐射能力。设计上选用封闭栅设计方法，也可提高抗总剂量能力。抗γ剂量率主要依靠工艺技术，在低阻外延衬底上制作器件或采用无闩锁的SOI工艺。

（撰写：高保嘉　审订：白　丁）



SOI材料与SOI MOS器件剖面图

kangfushe jiagu yuanqijian

抗辐射加固元器件　radiation-hardened components and devices　采用一定的抗辐射加固技术设计制造的，能在特定的辐射环境中满足电性能要求和正常工作的元器件。在辐射环境中存在的电离辐射、瞬时辐射、中子辐射、高能粒子辐射以及核电磁脉冲都会引发元器件损伤、电性能退化乃至功能失效，从而会导致所在电子系统甚至总体系统的故障与失效。因此必须提高元器件在辐射环境中的生存能力，亦即要对元器件进行抗辐射加固。通常由于总体系统承载的任务和运行环境的不同，对于元器件一级的加固要求也是不同的。下表列举了一些元器件的两种辐射损伤阈值。对元器件加固

几种元器件的中子及γ总剂量损伤阈值

元器件类型	中子损伤阈值/cm^{-2}	γ吸收总剂量损伤阈值/Gy
商用硅栅 CMOS	$2\times10^{14}\sim2\times10^{15}$	5×10^{3}
加固硅栅 CMOS	$2\times10^{14}\sim2\times10^{15}$	$10^{3}\sim10^{5}$
商用硅栅 CMOS/SOS	$10^{15}\sim10^{16}$	4×10^{4}
加固硅栅 CMOS/SOS	$10^{15}\sim10^{16}$	$10^{3}\sim5\times10^{4}$
TTL	$10^{14}\sim10^{15}$	$10^{4}\sim10^{5}$
ECL	$3\times10^{14}\sim2\times10^{15}$	$10^{4}\sim10^{5}$
GaAs CMOS	10^{15}	10^{5}
碳膜电阻	$10^{15}\sim10^{17}$	
电解质电容器	$3\times10^{15}\sim10^{17}$	
晶体	$10^{12}\sim10^{14}$	

技术包括了电路设计、器件结构、工艺技术以及辐射试验程序等各个方面，而且要把整个生产过程置于抗辐射加固保障程序监管之下；同时为了规范与指导加固元器件的试验、选用、采购和使用，政府行业部门制定了一系列标准。例如，对于电离辐射（总剂量）效应的试验程序，我国制定了相应的国军标，美国有军标MIL−STD−883D、方法1019.4和ASTM F1892−98，欧洲则有ESA/SCC基本规程No.22900。最近几年来，随着抗辐射加固技术的不断发展，国内外出现了两个值得关注的动态，一个是在双极、体硅与绝缘体上的硅互补金属氧化物半导体（SOI CMOS）电路、动态随机存储器(DRAM)和现场可编程门阵

列(FPGA)等器件中发现了一些新的辐射效应和现象，其中一些研究成果已用于新发布的辐射试验程序中；另一个则是国外正致力于把商用器件应用到空间系统中。

（撰写：李荫波　审订：白　丁）

kangganrao fashe boxing sheji jishu

抗干扰发射波形设计技术　design technology of transmitted waveforms for anti-jamming　设计雷达的发射波形以对付干扰的技术，是雷达抗干扰的重要手段。抗干扰发射波形设计包括两个方面，一是低截获概率信号的采用；二是针对干扰的手段和目的采取的波形设计。现代电子对抗中，干扰机采用了智能化程度很高的信号侦察系统参加对抗过程的判断和决策。干扰机根据侦察结果进行针对性干扰。雷达通过降低发射信号的峰值功率；采用大带宽和大时宽信号，如采用脉冲压缩(线性调频／非线性调频／相位编码)波形；重复频率捷变；功率控制等均可降低敌人侦察的有效性。对雷达的干扰分成有源压制干扰、有源欺骗干扰、无源干扰等主要的几类。对付有源压制干扰，可采用发射足够能量的波形，使雷达有较大的烧穿距离；对付有源欺骗干扰，可使用频率捷变、波形捷变等方法；对付无源干扰，可采用脉冲多普勒波形，如脉冲串波形。

（撰写：黄玉海　审订：陆林根）

kanghefushe nengli

抗核辐射能力　ability of anti-nuclear-radiation　武器系统对核辐射的承受能力。核辐射指受控反应过程中或核武器爆炸时产生的贯穿能力很强的中子流和γ射线。武器系统的电子器件在其大剂量或高剂量率的作用下会严重损坏。以导弹武器系统为例，潜地导弹长期存放在核潜艇上，核潜艇的核反应堆在正常工作情况下及发生故障时都有一定剂量的中子流作用于武器系统；导弹发射前及飞行中均可能受到敌方的核攻击，在核攻击条件下必然有较强的核辐射作用于导弹武器系统。因此，在武器系统研制时必须进行必要的抗核加固或采取必要的核防护措施。一般抗核加固是针对核爆炸时所有的破坏效应，包括冲击波、核辐射、电磁脉冲、热辐射等。对核辐射的加固方法主要是采用耐辐射的材料，采用耐辐射的工艺、合理的结构设计、电参数筛选和辐射退火筛选。武器系统的抗核辐射能力应经试验考核并做出评定。

（撰写：杨德润　审订：苏万丰）

kanghe jiagu

抗核加固　nuclear hardening　为抵抗核爆炸的杀伤破坏作用所采取的加固措施。核爆炸对军事和民用设备与设施会产生各种因素的杀伤破坏。为免遭敌核袭击的损害，对各种设备和设施应采取有效的防护对策，进行加固。对于导弹武器系统来说，核爆的主要杀伤破坏因素为核电磁脉冲、核空气冲击波、核地震波和光冲量等。核电磁脉冲会对库内贮存与地面暴露的导弹武器的电子系统产生干扰和破坏。核空气冲击波形成的超压与动压会引起地面暴露的导弹武器设备的破坏。核地震波对地基产生的冲击振动会对贮存状态的武器系统造成破坏。核光冲量投射到暴露状态的武器表面会使其结构与电子系统由于光辐射而产生破坏。抗核加固研究目前已取得许多成果，这些成果既适用于导弹武器，也适用于其他常规作战装备与重要民用设施。抗核加固对提高武器装置的射前生存能力和保障人员健康都具有重大意义。

（撰写：葛学宽　审订：包元吉）

kanghe dongzuo

抗荷动作　anti-G maneuver　航天员或飞行员为了提高头—盆向正加速度($+G_z$)耐力而采用的一系列动作。在加速度即将作用之前至加速度作用结束，抗荷动作的主要机理是使胸内压明显升高，心输出量又可维持在一定水平，从而使心水平动脉压升高，一定程度代偿眼水平动脉压降低。主要动作有：(1) M-1动作，在加速度即将作用之前，先深吸一口气，然后通过部分关闭的声门缓慢用力呼气，全身骨胳肌用力绷紧，腹部用力抵在腰带和安全带上，呼气动作持续3～5 s，迅速吸一口气，然后重复上述用力呼气动作，直到加速度作用结束为止。在用力呼气过程中，要持续发出“嘿”声。(2) L-1动作，在加速度即将作用之前，先深吸一口气，然后关闭声门，做用力呼气的动作，全身骨胳肌用力绷紧，腹部用力抵在腰带和安全带上，呼气动作持续3～5 s，迅速换一口气，然后重复上述用力呼气动作，直到加速度作用结束为止。抗荷动作可使$+G_z$耐力提高1.5～2 g。抗荷动作和其他抗荷措施一起，可提高航天员或飞行员的$+G_z$耐力，保证飞行安全。

（撰写：蒋昌林　审订：魏金河）

kangjiguang jiagu

抗激光加固　laser resistant hardening　提高目标承受激光攻击能力所采取的措施。1989年，美国政府规定，“对列入编制和正在研制的所有采用光学和光电监视、探测、制导的传感器和武器系统都必须采取防激光武器的加固和对抗措施；所有装有光电元件的新系统都必须就其抗激光武器攻击的能力接受审查”。根据这一规定，美国主要在3个方面开展了一系列的抗激光加固研究课题：光学系统和传感器的抗激光加固与防护；导弹的抗激光加固；广义的抗激光加固，可以把人眼对激光的防护措施包含在内。光学系统和传感器的抗激光措施主要有：(1)在光学系统中增加防激光装置，包括线性光学防激光装置，非线性光学防激光装置和全息光学防激光装置等；(2)在光学元件上镀抗激光薄膜；(3)传感器抗激光的冗余技术。导弹的抗激光加固主要包括：(1)导引头罩的抗激光加固，如将原先大量采用的玻璃钢泡沫夹心材料改变为激光破坏阈值更高的陶瓷结构等。(2)动力系统推进剂贮箱或导弹壳体的抗激光加固措施，如选用激光破坏阈值高的抗激光辐照材料；增加抗激光涂层；采用多层复合材料提高导弹壳体的激光破坏阈值等。随着激光武器逐渐用于战场，其作战目标的抗激光加固工作也将得到进一步的发展。由于激光武器是依靠加热和烧蚀来破坏目标的，若在目标上采取加固措施，往往容易取得明显的效果。因此，抗激光加固必将在作战目标上广泛应用。

（撰写：计世藩　审订：徐品高）

kang jiaodu qipian ganrao

抗角度欺骗干扰　anti-angular-deception jamming　雷达为防止被跟踪的目标角度信息被欺骗所采取的对抗措施。采用波瓣顺序扫描(如圆锥扫描、扇形扫描)的雷达利用目标回波幅度随天线旋转的规律调制提取目标角度信息，来实现对目标的角度跟踪，该类雷达比较容易受到调幅干扰的角度欺骗，采取抗角度欺骗干扰的主要方法是采取隐蔽扫描或随机地改变天线的方向。采用同时波瓣比较的单脉冲雷达易受到双点源干扰和交叉极化干扰，这些雷达采取的抗角度欺骗的主要方法是利用距离、多普勒信息处理识别出干扰信号，同时提高雷达本身的天线正交极化隔离度。

（撰写：文树梁　审订：陆林根）

kangjingdian sheji jishu

抗静电设计技术 design technology for electrostatic discharge (ESD) prevention 为防止场效应器件栅过压击穿和PN结及金属连线过流形成短路或开路而建立的一套设计方法和准则。防止场效应器件栅氧化层过压击穿主要措施：(1)二极管保护网络，用正偏二极管作为主要或次要静电放电电流路径；(2)扩散电阻—二极管保护网络；(3)场效应晶体管保护网络。双极型器件防静电设计最常用的办法是在满足电特性指标前提下使芯片有源区面积、发射区周长、接触窗口面积适当加大，金属联线适当加宽，基区接触远离发射区以及增加结深来实现。此外，还要进行静电保护网络设计。包括提高网络元件承受静电电流的能力；避免和降低静电积累；提高保护网络的响应速度等。必须提及的是，P沟道金属氧化物半导体(PMOS)晶体管和二极管也可进行散热，然而，由于它们的尺寸和这些元件通常在I/O压点联结方式不同，在PMOS晶体管和二极管诱发失效所需要的电流一般大于N沟道金属氧化物半导体(NMOS)晶体管产生的并行电流引起的失效门槛。熔断开路金属线是由静电放电/静电过应力(EOS/ESD)引起的热诱导失效的另一类型。这种失效机理应该是二次效应，而不是首次效应，即仅作为在主要损伤电路中器件的ESD/EOS事件结果。

(撰写：王隆望　审订：白　丁)

kang julimen tuoyin ganrao jishu

抗距离门拖引干扰技术 anti-range-gate pull-off jamming technique 雷达为防止欺骗性干扰对跟踪目标的距离门拖引而造成跟踪目标丢失所采取的对抗技术。通常采用的对抗方法有：(1)可根据雷达所跟踪的目标距离变化是否超过能跟踪的最大值来识别目标与干扰；(2)可利用干扰信号与真实目标信号之间的延时来采取相应的措施，如干扰采用前拖时，干扰信号必然会导前目标信号，因此可采用脉冲后沿跟踪技术来实现对目标的正确跟踪，而当干扰采用后拖时，可采用脉冲前沿跟踪技术等对抗措施。

(撰写：文树梁　审订：陆林根)

kang lianxubo zaosheng ganrao

抗连续波噪声干扰 anti-continuous-wave noise jamming 雷达为了在连续波噪声干扰背景下实现对目标正常的探测和跟踪所采取的对抗措施。由于连续波噪声干扰对雷达的主要影响是对目标的压制与对雷达接收机的阻塞，因此可采用被动雷达、双/多基地雷达等新体制实现抗连续波噪声干扰。雷达本身为防止目标被连续波噪声干扰采取的主要对抗措施有：在空域上，采取高增益低副瓣天线、数字波束形成技术、天线方向图零控和旁瓣对消等技术；在频域上，采取频率捷变、频率分集，接收机采用宽—限—窄电路等技术；在极化域上，采取极化滤波、极化对消等技术。

(撰写：文树梁　审订：陆林根)

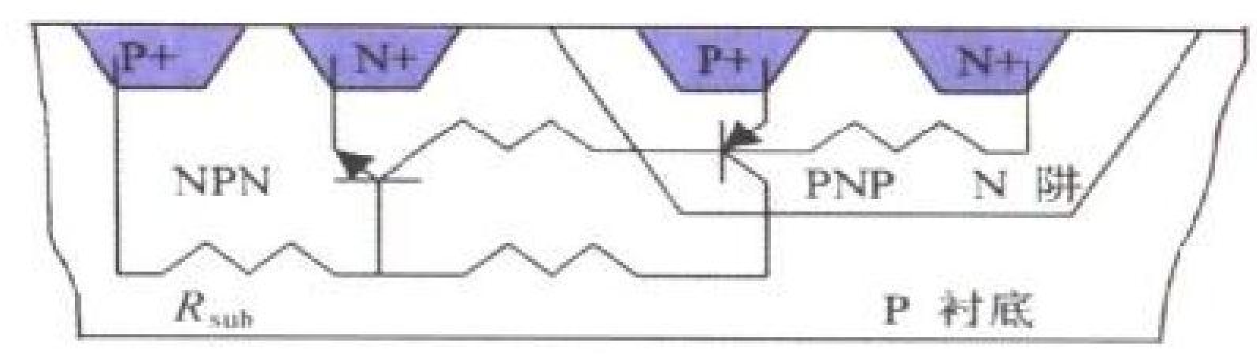
kangpilao cuoshi

抗疲劳措施 anti-fatigue measures 对航天飞行中航天员疲劳采取预防、减轻和恢复手段，保证其工作效能和飞行任务完成的措施。航天中发生疲劳状态多与航天员的精神紧张、心理负荷过重有关，因此抗疲劳的措施也将围绕解除精神和心理负荷的角度提出，且先应提供预防疲劳的措施。在航天前，根据航天飞行任务和条件，订出飞行中的工作内容、工作程序和强度；合理安排作息时间，力求作息制度稳定；消除和减少舱内不良环境因素的干扰和影响；减轻心理负荷和情绪紧张。在航天中，当疲劳症候出现时，应及时采取延缓或减轻疲劳的措施，如调整作息时间，增加休息或睡眠时间，或适当地减少工作量和内容；改善环境和工作条件；降低航天员精神紧张情绪和心理负担，以适当的体育锻炼和文娱活动消除或减轻精神紧张，或增加乘员间和乘员与地面控制和医学监督人员的感情交流；增加航天员喜爱的饮食食品营养，改善机体生理状态；出现疲劳时也可用药物防治的手段减轻和消除。

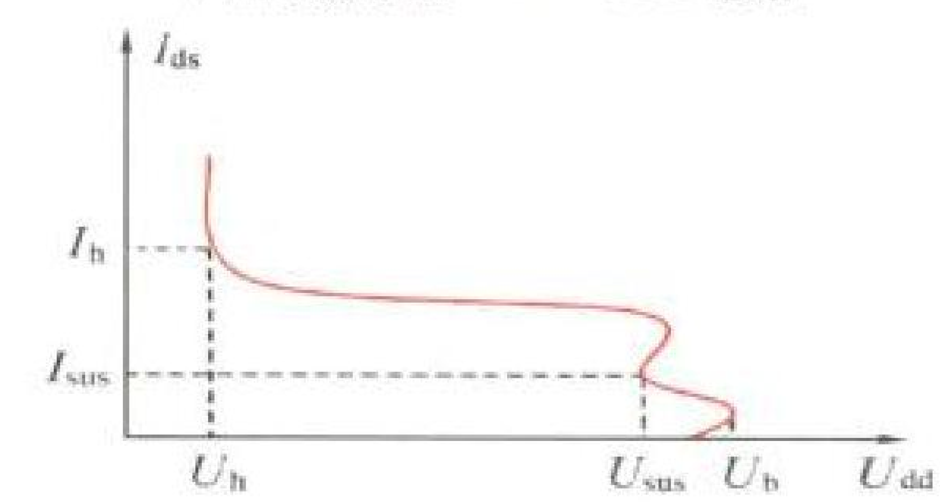
(撰写：王德汉　审订：魏金河)

kangshuansuo sheji jishu

抗闩锁设计技术 design technology for latchup prevention 为防止集成电路闩锁所采用的设计措施。图表示了N阱互补



(a) 闩锁寄生 PNPN SCR 电路



(b) 闩锁特性曲线

N 阱 CMOS 工艺 PNPN SCR 相连的寄生双极晶体管和闩锁 I–U 特性曲线

U_{sus}—维持电压；I_{sus}维持电流；U_h—保持电压；I_h—保持电流；U_b—触发电压；I_{ds}—源漏电流；U_{dd}—电源电压

金属氧化物半导体(CMOS)晶体管工艺可控硅整流器(PNPN SCR)相连的寄生双极晶体管和闩锁$I-U$特性曲线。双极晶体管要么直接由外界引起开通，要么当阱或衬底中存在明显电流时由寄生电阻产生压降而通导。引起这种PNPN结构产生闩锁效应的充分必要条件是：(1) $\beta_{npn}\times\beta_{pnp}>1$；$\beta_{pnp}$、$\beta_{npn}$分别为寄生双极晶体管的两个放大倍数。(2) $I_pR_{tr}>0.7\ \mathrm{V}$或$I_nR_{sub}>0.7\ \mathrm{V}$；$I_p$、$I_n$分别为双极晶体管阱内N管激发电流和衬底中的P管激发电流；R_{tr}、R_{sub}分别为N阱寄生电阻和衬底中的寄生电阻。(3)工作电压必须大于闩锁维持电压，而电源能提高的电流大于闩锁维持电流。所以解决闩锁问题的根本途径是防止上述条件的发生。因此要在下面3个方面减小闩锁的敏感性：(1)控制横向双极基区宽度；(2)限制旁路电阻；(3)用保护环收集注入载流子。在通常工作条件下，严格遵守N阱中的P+有源区与衬底的N+有源区之间距离规则，及N阱和衬底接触规则，就足够防止闩锁。在I/O压点上，需要增加间距和使用保护环来提高抗闩锁能力。

(撰写：王隆望　审订：白　丁)

kang sudu qipian ganrao

抗速度欺骗干扰 anti-velocity-deception jamming 雷达为防止被跟踪的目标多普勒频率信息(对应目标的径向速度)被欺骗所采取的对抗措施。只有利用多普勒频率测速的雷达才有抗速度欺骗干扰问题。通常采取的对抗措施有两种，一种

是利用目标信号与干扰之间的多普勒频率与多普勒频率变化率的差异，即根据雷达所跟踪的多普勒频率与多普勒频率变化率是否超过能跟踪的最大值来识别目标与干扰；另一种是测定距离变化率，求出目标速度的径向分量，并和多普勒频率所对应的速度进行比较，如两者差别较大则可判断雷达所跟踪的为干扰。当判断所跟踪的为干扰信号后，可采用初始目标速度记忆方法对目标进行重新跟踪或重新截获。

（撰写：文树梁　审订：陆林根）

kang tongqi he zhuntongqi maichong ganrao

抗同期和准同期脉冲干扰　anti-homoperiodic and quasi-homoperiodic pulse jamming　在时分制脉冲编码指令传输系统中，为对抗破坏编码同步（位同步）系统的同期和准同期脉冲欺骗性干扰而采取的抗干扰措施。同期和准同期干扰是针对探测信号（导弹询问信号兼作指令位同步信号）的。这类干扰一旦成功，带来的后果是：(1) 弹、站两址不同步，使指令无法正确译码；(2) 造成导弹假应答或应答遗漏，使制导站对导弹进行测距、测角造成差错。在工程设计中通常在译码器中采用同步记忆、同步纠错、复合编码和信号后沿自动关门等措施来增强制导指令传输系统中位同步的抗干扰能力。

（撰写：李玉清　阮文杰　审订：吴　欣）

kang tufa shumaichong ganrao

抗突发束脉冲干扰　anti-putbreak-pulse jamming　雷达在突发束脉冲干扰条件下，为正常工作而采取的各种对抗措施。突发束脉冲干扰是介于欺骗性干扰和压制性干扰之间的一种干扰。若突发束脉冲干扰用于以压制性为特点的干扰，则其突发束脉冲应是雷达重复频率的多倍；若用于角度欺骗，则应与雷达重复频率和扫描周期有关。雷达所采用的对抗方法和对抗压制性干扰与对抗角度欺骗干扰的方法相同。若雷达发现有突发束脉冲干扰时，在雷达显示器上会出现许多目标信号（脉冲），这些目标使操作员难以区分真假。为对付这类干扰，在雷达系统中可采用雷达波形变换技术，雷达可采用线性调频、非线性调频和相位编码脉冲，对于非这种形式的调频脉冲，雷达接收机不能进行压缩和积累，这样，可以压制绝大部分的假目标脉冲，而真目标回波经压缩和积累后，信噪比大大提高，容易被雷达发现。雷达信号处理机中采用相关积累，窄带滤波，跟踪系统用航迹处理来识别真目标，这些处理也可以除去许多假目标。当然也可以利用三维或四维（三维指距离、方位角和高低角，四维再加上多普勒速度）跟踪方法去掉许多假目标，把真目标显露出来。

（撰写：陆林根　审订：文树梁）

kangyanghua tantan fuhe cailiao

抗氧化碳／碳复合材料　oxidation resistant carbon/carbon composite　可在高温氧化性气氛环境条件下长时间多次重复使用的C/C复合材料。在抗氧化C/C材料研究过程中，最早采用粘胶基碳纤维增强C/C基材，定名为RCC，其抗拉强度为50 MPa左右，后来研制出了由聚丙烯腈基碳纤维增强的C/C基材，称为先进的C/C复合材料，简称ACC，其拉伸强度可达200～300 MPa。抗氧化C/C材料的抗氧化涂层一般采用多层涂层系统，基础涂层多为硅、硼、钛、锆、钇的碳化物、氧化物、氮化物的陶瓷材料，采用反应渗透工艺或化学气相沉积工艺在C/C表面形成涂层。涂层与C/C材料必须具有物理相容性和化学相容性，能与基材牢固结合并对可能生成的涂层裂纹有自愈合的能力。在航天飞机返回地球再入大气层期间，其前缘部位表面温度可高达1650 ℃以上，C/C材料虽可满足小质量、高强度的结构要求却不能抵御氧化烧蚀，因此目前航天飞机的机头锥帽和机翼前缘都采用抗氧化C/C材料，由于它既是承载的结构材料又是防热材料，所以有时又称为C/C热结构。抗氧化C/C材料在很多领域都有广泛的应用与发展前景，例如用于核聚变堆的壁面材料，高推质比航空发动机结构材料、飞机和高速列车刹车材料以及冶金水平连铸器材料等等。

（撰写：李承新　审订：富大欣）

kang zaluan maichong ganrao

抗杂乱脉冲干扰　anti-noise-pulse jamming　雷达为了对抗敌方所施放频率对准的不规则脉冲式干扰而采取的措施。脉冲雷达以目标回波脉冲作检测、跟踪和坐标测量。杂乱脉冲干扰时，在雷达显示器出现多个目标回波脉冲信号，很难对出现的真假脉冲信号作鉴别，从而使雷达操作员误认为有许多目标进入搜索区。抗杂乱脉冲干扰可以采取以下措施：雷达目标发射和接收信号采用复杂波形，如线性调频脉冲波形和相位编码脉冲波形，以区分真目标回波信号与杂乱脉冲干扰。例如，雷达发射一组二联或三联编码脉冲组，与编码脉冲不相同的杂乱脉冲干扰将被解码器删除。这样，杂乱脉冲干扰就会大量减少；在雷达信号处理器中采用相干或非相干积累。由于杂乱脉冲干扰不是以雷达重复频率为基准的，所以经过相干或不相干积累会去掉许多杂乱脉冲的影响；雷达转入跟踪状态，对可以形成航迹的脉冲进行跟踪。由于杂乱脉冲无法形成航迹，因而不会对雷达跟踪状态产生影响。

（撰写：陆林根　审订：文树梁）

kang zhiling qipian bianma ganrao

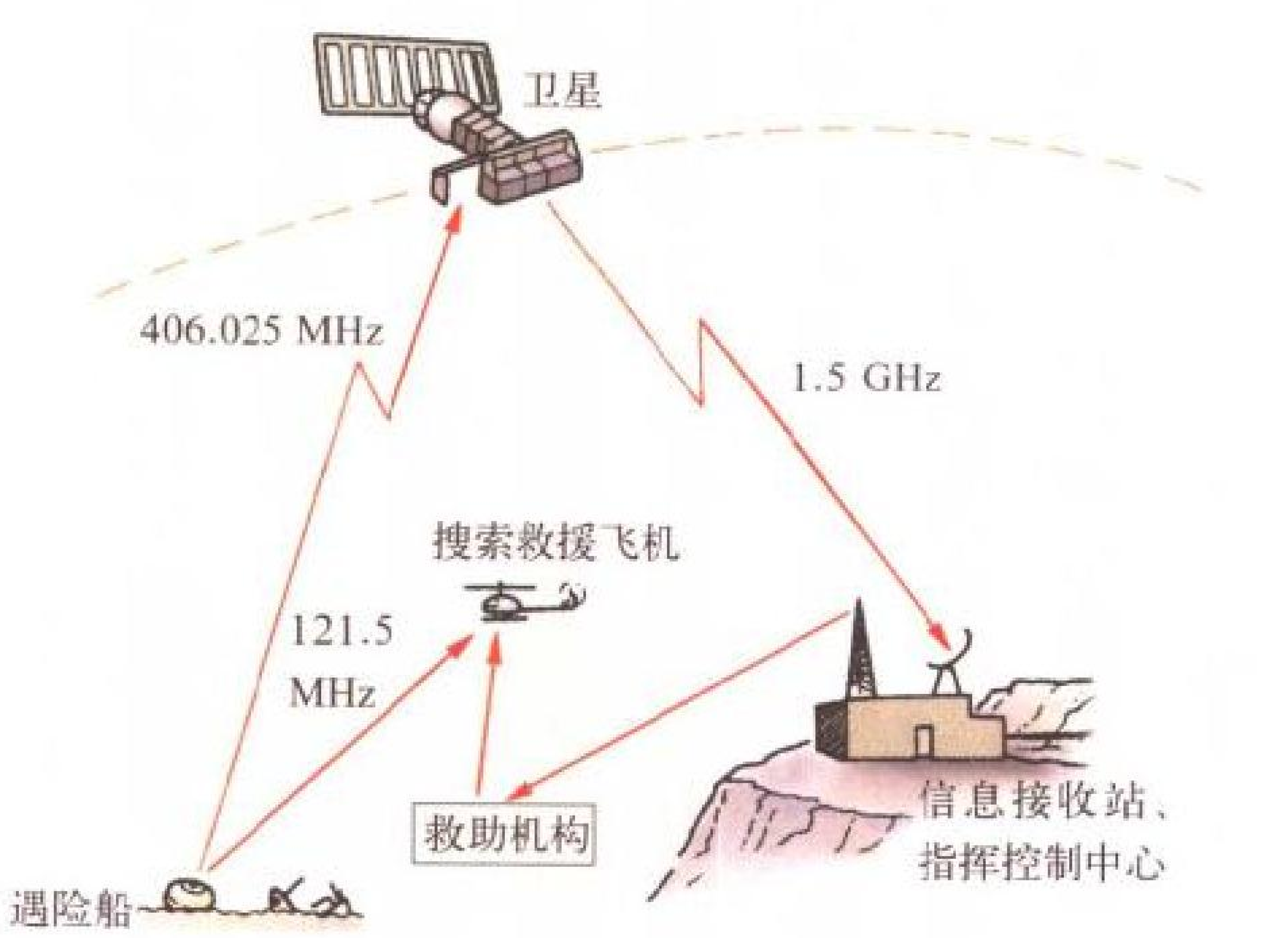
抗指令欺骗编码干扰　anti-command-deception coding jamming　在时分制脉冲编码指令传输系统中，为对抗破坏指令（包括连续指令和一次指令）传输的欺骗性编码干扰而采取的抗干扰措施。抗指令欺骗编码干扰主要着眼于指令抗干扰编码和抗干扰译码两方面。对于连续指令的抗干扰编码通常采用差错控制与纠错编码技术（简称差错控制）。差错控制的基本原理就是在数字序列中按一定规律增加一些多余的码元，这些码元不含有信息量，在信道译码器中则按照一定的规则进行译码以发现或纠正传输错误。比如采用前向纠错控制的数字抗干扰编码能纠正各种随机干扰引起的任意两个码元的错误。对于一次指令的抗干扰编码通常采用具有冗余度的定相二联编码形式。另外在指令译码电路中还广泛应用指令保护、指令记忆和二联码重合译码以及连续计数解调等多种抗干扰措施。实验证明采取上述抗干扰措施能很好地对抗指令欺骗编码干扰。

（撰写：李玉清　阮文杰　审订：吴　欣）

kesipasi saersate sousuo jiuyuan weixing xitong

科斯帕斯—萨尔萨特搜索救援卫星系统　Cospas-Sarsat search and rescue satellite system　由已有的俄罗斯的“科斯帕斯”救援卫星和美国的“萨尔萨特”救援卫星联合起来组成的为海上船只、空中飞机遇难进行搜索和救援提供支持的系统。该救援系统的空间段由若干颗救援卫星组成。地面段分为两部分：一部分是在海岸和内陆设立若干救援信息接收站和一个营救指挥控制中心，另一部分是将地球划分成若干地区成立救援组织，在用户的飞机和船只上安装紧急示位信标

机。其工作过程如下图所示。俄罗斯的“科斯帕斯”系统空间段采用的是“宇宙号”卫星，美国的“萨尔萨特”系统空间段采用的是“诺阿”极轨气象卫星上装有的搜索救援转发器，两者运行在800～1000 km的圆形极地轨道上，可接收直径为5000 km地区内的呼救信号，卫星绕地球的飞行周期为102～105 min。它们不仅搜索范围大，而且发现出事目标快。美俄两个系统的技术参数完全一致，根据两国达成的协议，联合组成统一的“科斯帕斯—萨尔萨特”国际卫星救援系统，空间段至少保持4颗以上卫星。后来加拿大、英、法、挪威等国也加入了这一救援系统。

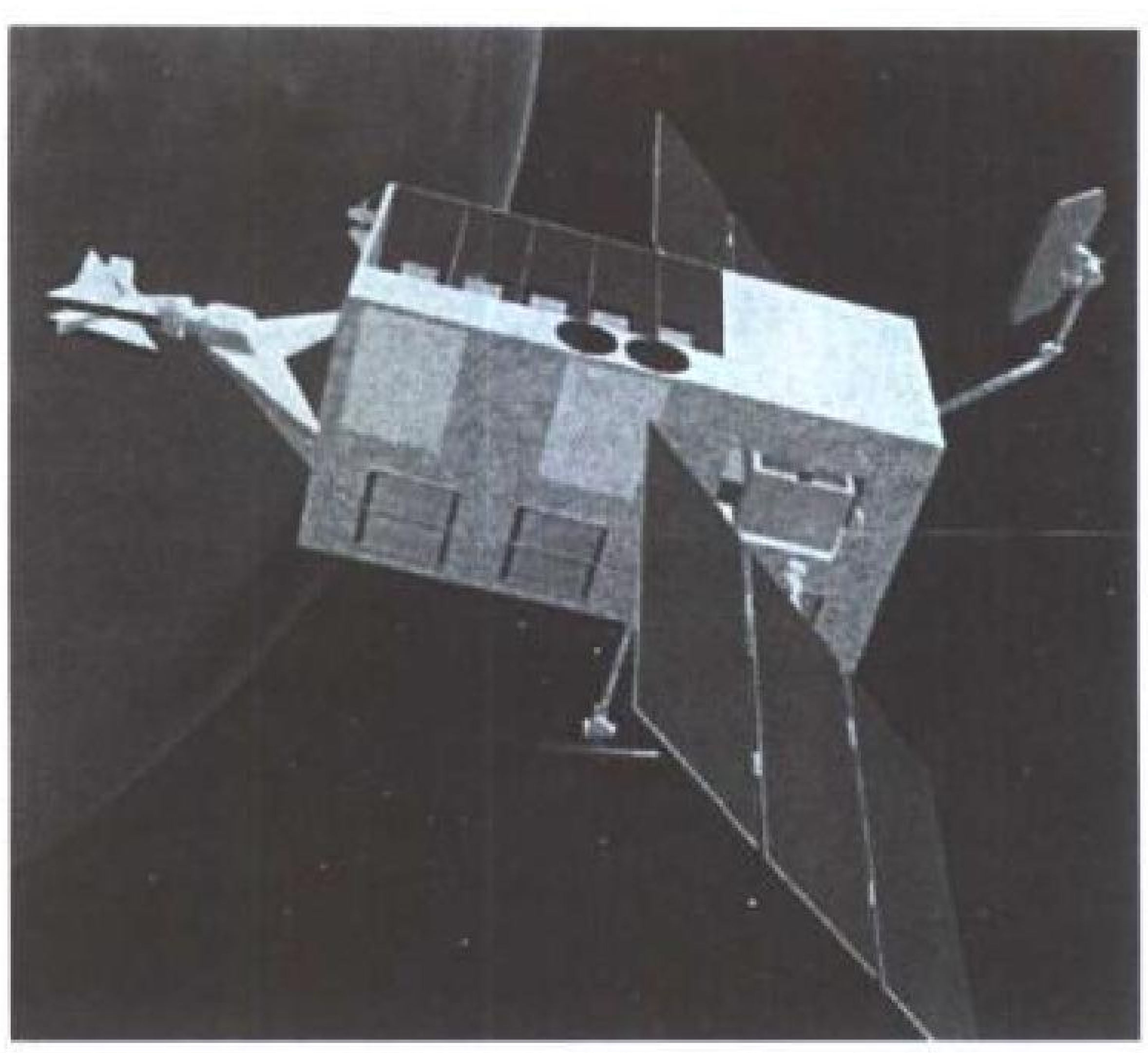


“科斯帕斯—萨尔萨特”系统示意图

（撰写：陆文福　审订：柳东升）

kexue weixing

科学卫星　scientific satellite　为科学研究服务的人造卫星。主要包括空间物理探测卫星、天文卫星、生物卫星、微重力试验卫星等。科学卫星根据用途不同可安装各种观测、分析、测量、试验等仪器，探测和研究高层大气、地球辐射带、地球磁层、宇宙线、太阳辐射和极光等空间环境，观测研究太阳和其他天体，进行生物试验和微重力试验等。截至目前，世界上已有美国、前苏联／俄罗斯、法国、英国、日本、中国、德国、意大利、荷兰、葡萄牙、西班牙、印度、巴基斯坦、阿根廷、澳大利亚、加拿大、智利、捷克、以色列、南非等众多国家相继发射了此类卫星，获得了有关空间物理环境、宇宙天体和其他空间物质的知识，取得了丰硕的科学探测和科学试验成果，同时也促进或形成了大气物理学、地球物理学、空间物理学、空间天文学和天体物理学、材料科学和生物科学等众多学科领域。（撰写：宋　智　审订：朱毅麟）



美国的X射线观测卫星

kecexing sheji

可测性设计　design for testability　见电子卷。

kechongfu shiyong huojian fadongji

可重复使用火箭发动机　reusable rocket engine　完成发射任务后回收，经检测、维修可再次参加飞行任务的火箭发动机。采用这种发动机的可重复使用运输系统可大大降低单位质量有效载荷的运输成本及寿命周期成本，代表了航天运输系统的发展方向。美国航天飞机轨道器的主发动机是可重复使用的液氢／液氧发动机，设计飞行寿命55次，每次工作持续时间为8.4 min，累计寿命时间为7.5 h，每飞行10次进行一次大修。验证试验表明，美国航天飞机主发动机除涡轮泵外，其他组件均已达到设计要求的55次重复使用寿命能力。

（撰写：袁耀章　审订：朱森元）

kedong penguan

可动喷管　movable nozzle　具有可动部件并且其轴线相对发动机轴线可摆动或转动的喷管。它用喷管的摆动或转动改变喷管排气方向，从而控制发动机的推力方向。它由固定体、可动体和连接这两部分的支撑结构组成。按运动方式，它可分为摆动喷管和转动喷管两大类。摆动喷管又分为单轴摆动喷管和全轴摆动喷管。在全轴摆动喷管中按连接接头形式分为柔性、珠承、液浮、球窝和万向架等喷管。单轴摆动喷管如图1所示，活动体只能绕与发动机轴线垂直的轴在一个方向上摆动，仅提供一个方向的侧向力；为实现俯仰、偏航和滚动3个方向的控制，须采用4个喷管，全轴摆动喷管中采用最多的是柔性摆动喷管，如图2所示；其次是珠承摆动喷管，如图3所示。它们的活动体可绕发动机轴线上某一点在各个方向上摆动，提供任何方向上的侧向力，为火箭、导弹提供俯仰、偏航控制力。这种喷管的优点是只用一个喷管，结构简单、工作可靠、质量轻、效率高，缺点是需要一套专用的滚动控制装置才能实现3个方向的姿态控制。转动喷管如图4所示，它是活动体绕与发动机轴线成一定角度的某一轴线旋转的喷管，一般也装在4喷管发动机上才能实现俯仰、偏航、滚动3个方向的姿态控制。

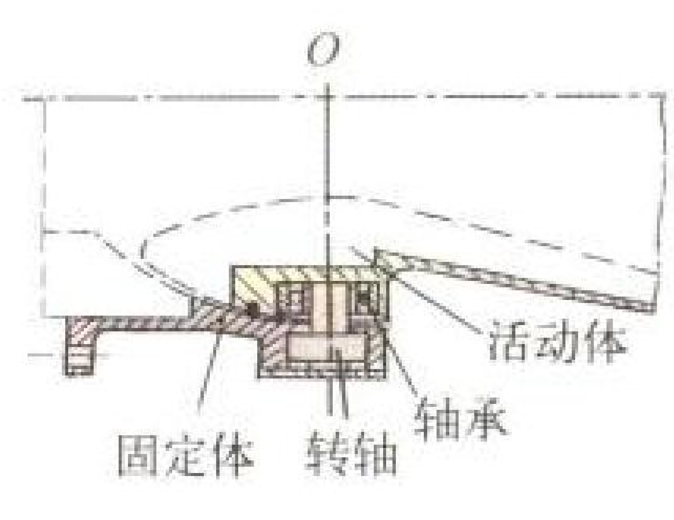


图1　单轴摆动喷管

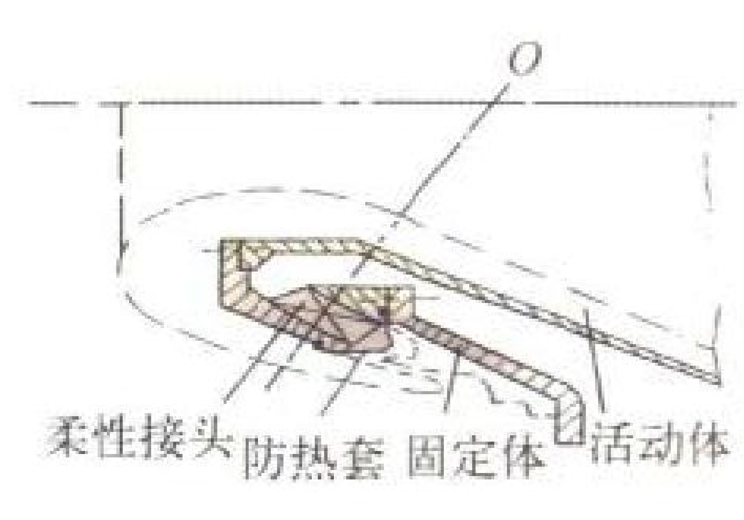


图2　柔性摆动喷管

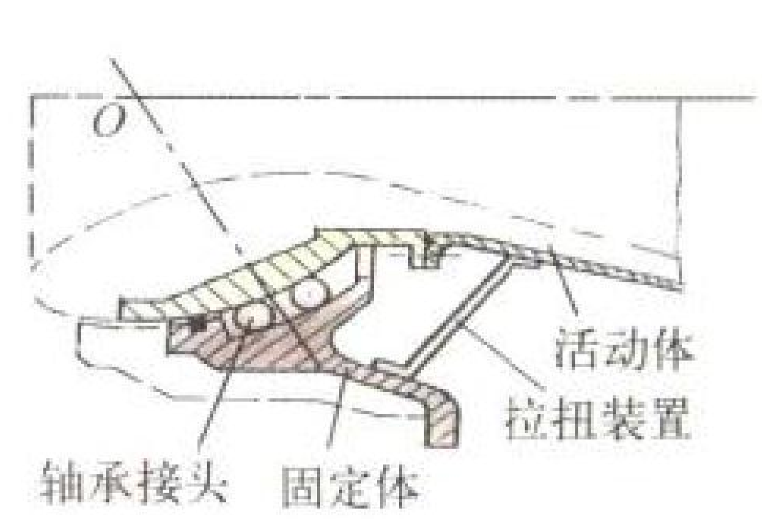


图3　珠承摆动喷管

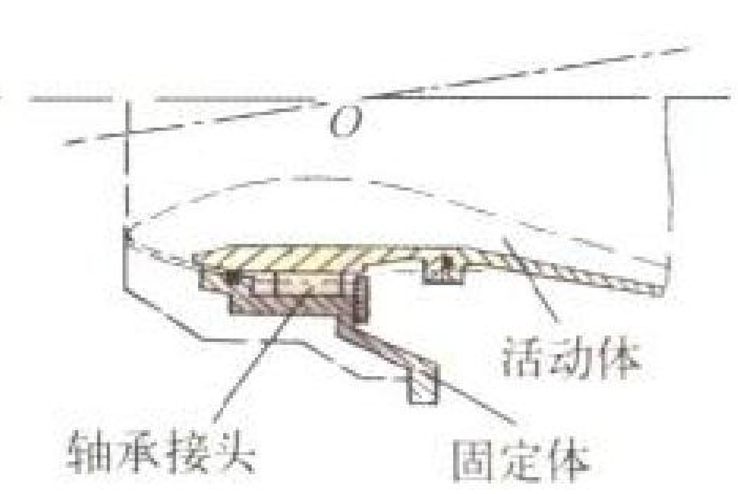


图4　转动喷管

（撰写：仲瑞昌　审订：黄坚定）

K

kehuishou zhutuiqi

可回收助推器 recoverable booster 又称可回收助推发动机。发动机工作结束后，部分主要部件可以回收，经修理后可重复使用的助推器。美国锡奥科尔公司研制的美国航天飞机固体助推器是用于载人航天的特大型分段式可回收固体助推器。它是世界上第一个可回收并可多次重复使用的特大型固体助推器，一般金属件按照设计可重复使用20次，柔性喷管的柔性接头可重复使用10次。目前金属壳体和喷管部件等已实现了可多次回收并重复使用。

（撰写：黄坚定 审订：刘志武）

kejianguang tanceqi

可见光探测器 visible light detector 对可见光辐射敏感、能将可见光辐射能转换为与之有一定关系的量值（一般为电量和化学量）的传感器。按照被测量的性质不同，可分为可见光摄影胶片和光电探测器两大类。可见光摄影胶片将焦平面上光学影像转换为胶片上的已感光颗粒的分布，颗粒的密度表示该点的光辐射通量。航天摄影胶片具有获取影像分辨率不受损失等优点，但获取影像时间较长，现在正向高分辨率、大幅面、大装片量的方向发展。目前大多数航天遥感器上采用的可见光光电探测器主要为光子探测器。当光子探测器吸收光子后，由于材料的光电效应，材料的电子状态发生改变，导致其电学性能发生变化，从而获得入射辐射的信息。光子探测器具有响应速度快、灵敏度高等特点。同时光子探测器的响应是波长的函数，各种探测器都有其截止频率，其响应随波长变短而下降。描述探测器性能的主要参数有响应率、光谱响应、时间常数等。目前用于航天遥感的有单个硅光电二极管的单元器件，也有由几个到数十个分立硅光电二极管规则排列的多元并扫探测器阵列，还有由几百个到数万个光敏元排列的CCD线阵和CCD面阵器件。CCD成像器件具有体积小、耗电少、可靠性高、灵敏度高、动态范围宽、分辨率高、数字扫描、数据率可调、能实现模拟和数字等不同形式的输出等特点，被广泛应用于航天可见光遥感，有逐渐取代航天摄影胶片的趋势。

（撰写：唐绍凡 审订：金志煜）

kekaoxing fenpei

可靠性分配 reliability allocation 见综合卷。

kekaoxing shiyan

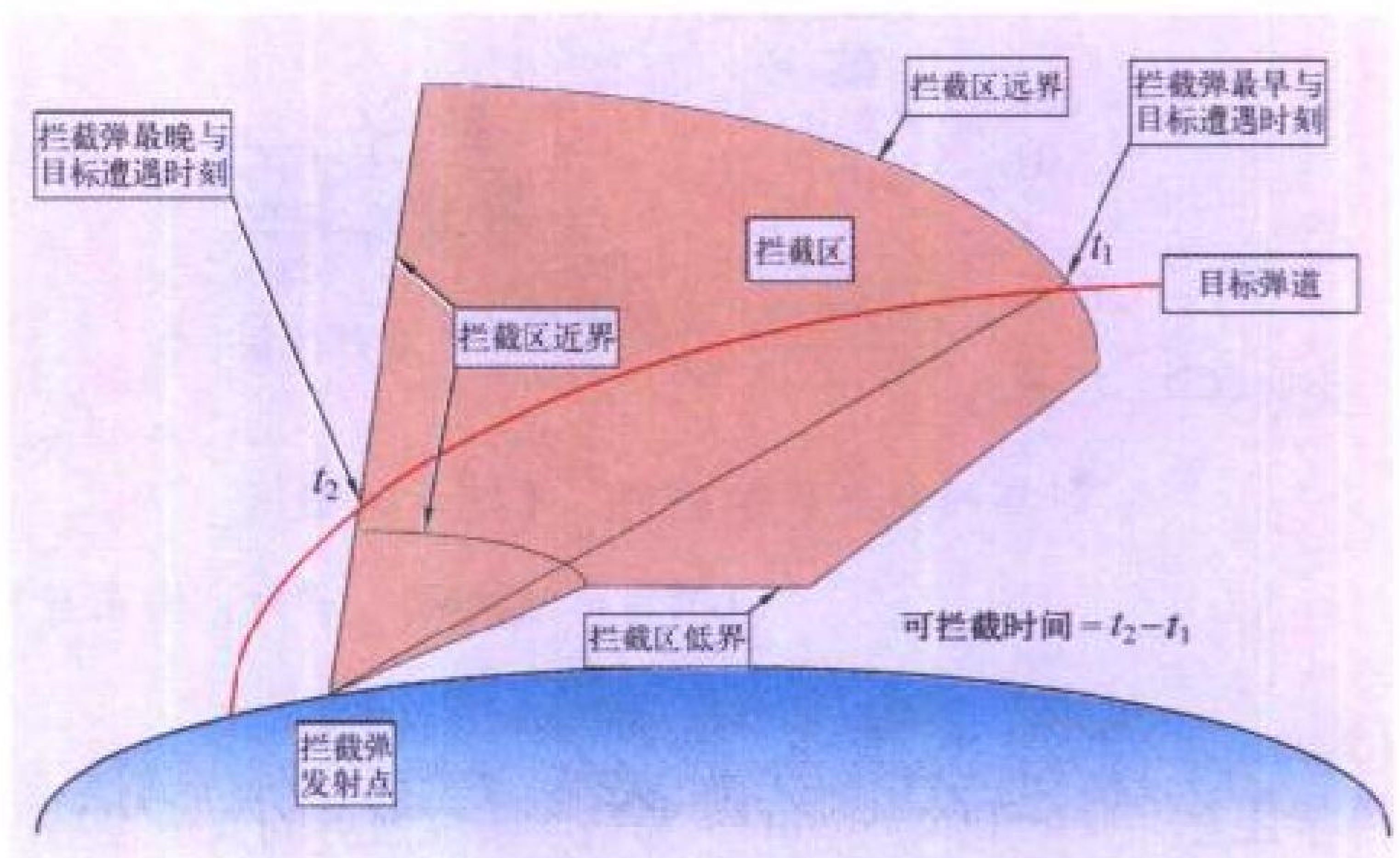
可靠性试验 reliability test 为了解、分析、提高和评价产品的可靠性而进行的试验的总称。可靠性试验的目的是：(1) 发现产品在设计、材料和工艺方面的各种缺陷；(2) 为改善产品的战略完好性，提高任务成功性，减少维修费用及保障费用提供信息；(3) 确认是否符合可靠性定量要求。其主要工作项目包括环境应力筛选试验，可靠性增长试验，可靠性鉴定试验及可靠性验收试验。环境应力筛选试验和可靠性增长试验属于可靠性工程试验；可靠性鉴定试验及可靠性验收试验一般属于可靠性统计试验（不包括单件生产的航天器）。在产品研制中，应将可靠性试验与性能、环境应力和耐久性试验尽可能结合起来，构成一个比较全面的可靠性综合环境试验大纲，以减少重复费用，提高效率，并能保证不漏掉那些在单项试验中经常被忽视的缺陷。试验条件和程序应模拟产品的寿命剖面、任务剖面和工作环境，使试验具有真实性。

（撰写：蒋轩祥 审订：耿秉坤）

K

kelanjie shijian

可拦截时间 interception time 导弹防御系统对来袭弹道导弹可进行拦截的最早和最晚的间隔时间，它等于目标从拦截区的远界到拦截区近界的飞行间隔时间。弹道导弹防御系统对某一特定的导弹目标具有能保证一定杀伤概率的拦截区，或称杀伤区。拦截区通常是由拦截区远界、近界和低界等边界限制的一个空域（见图）。来袭导弹（弹头）通过拦截区远界的时刻 t_1 和通过近界或低界的时刻 t_2 之间的间隔 t_2-t_1，是单个拦截系统的可拦截时间。可拦截时间描述了拦截系统拦截空域的大小，它与来袭导弹的飞行速度、相对于拦截弹发射阵地的位置等参数有关。拦截弹的有效射程及纵深愈大，可拦截时间就愈长。配置多层防御的反导防御系统的拦截区是各层防御系统拦截区的几何叠加，故具有更多的可拦截时间。美国的战区导弹防御系统通常配置“战区高空区域防御系统”（THAAD）和“爱国者”等低空拦截系统，其总的拦截空域较大，最大拦截高度可达150 km，“爱国者”的最低拦截高度为2～3 km，可实施2～3次拦截。这样整个战区导弹防御系统的可拦截时间可达2～3 min。

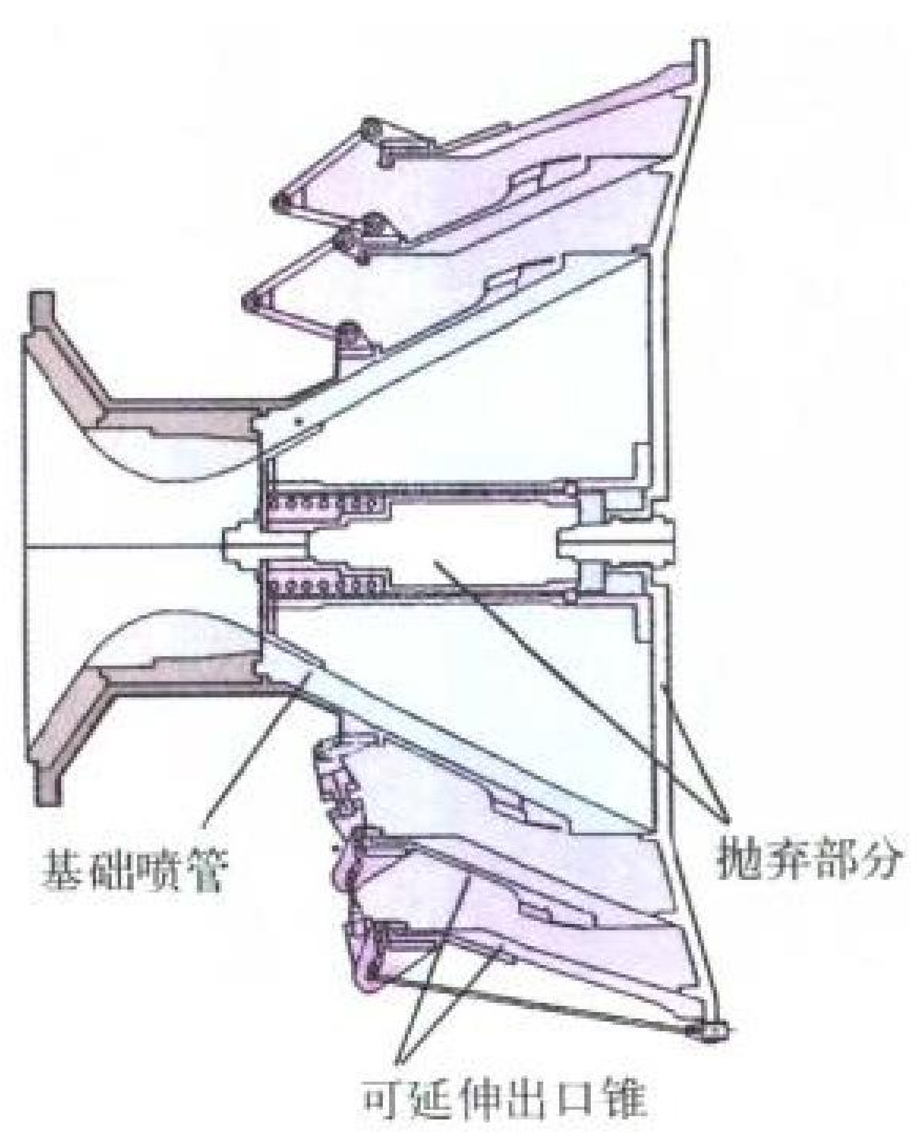


拦截区及可拦截时间

（撰写：张志鸿 审订：林玉琛）

kepaoshi yanshen penguan

可抛式延伸喷管 discardable extendible nozzle 可延伸出口锥伸展机构可抛弃的喷管。可延伸出口锥的伸展作动装置完成展开任务，使可延伸出口锥到位后，靠发动机点火后燃气压强或其他释放机构将部分或全部作动装置抛掉，如图所示。它是一种新型的可延伸喷管，其最大优点是减轻了发动机惰性质量，提高了可延伸喷管效益。但依靠发动机点火后燃气将部分作动装置抛掉的可抛式延伸喷管的使用受到一定的限制，只能用于级间采用冷分离的上面级发动机上，先分离，再延伸，然后发动机点火。



可抛式延伸喷管

（撰写：仲瑞昌 审订：黄坚定）

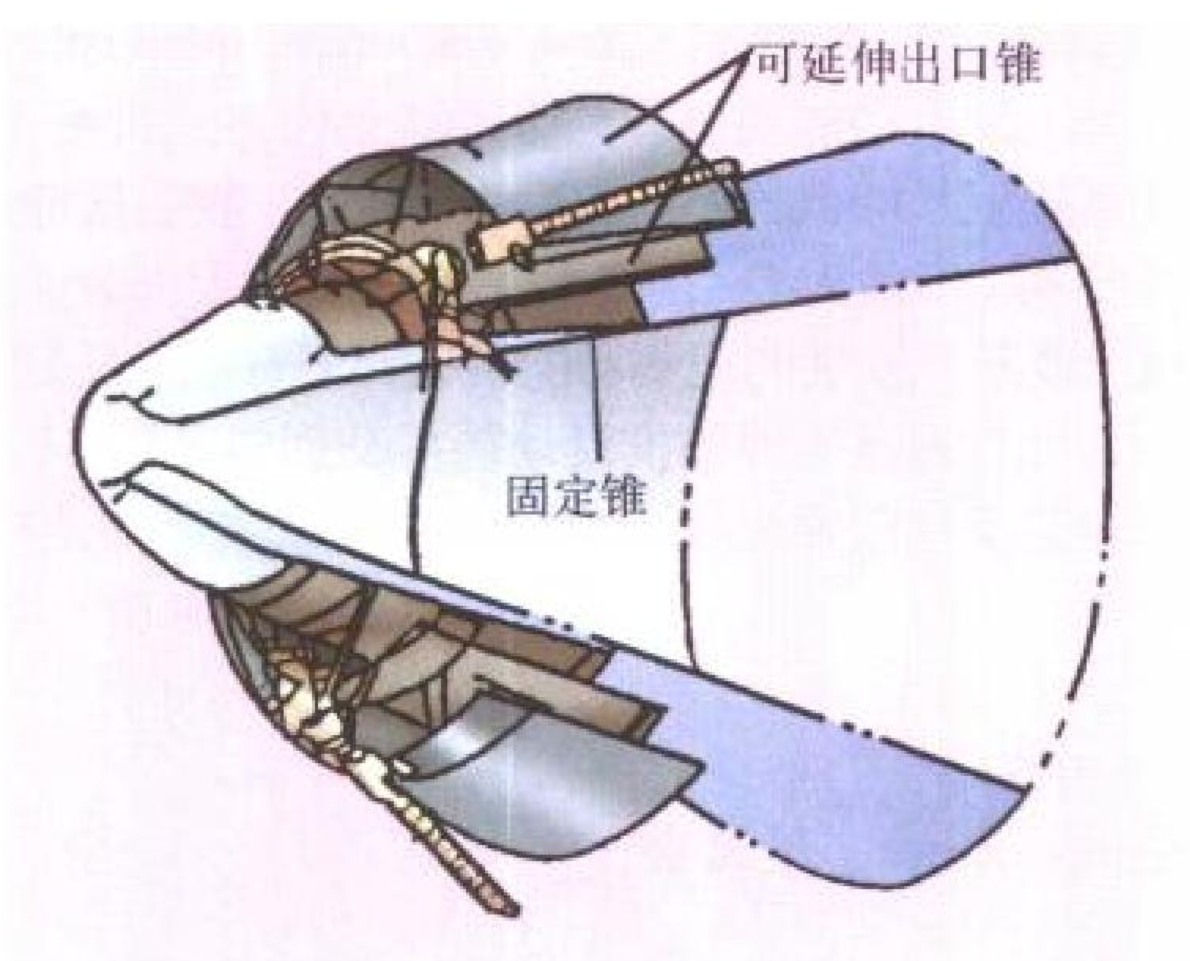
keshensuo churongshi

可伸缩初容室 telescopic initial volume chamber 底部可活动、具有伸缩功能的初容室。它一般具有耐压、耐温及承受弹射导弹的后坐力的能力。可伸缩初容室的结构分成上、下两部分，上部为固定段，上端面支承导弹；下部为密闭活动段，可以沿固定段伸长和缩短。发射筒呈水平状态时，活动段可以收缩锁住，发射筒总长相应缩短，有利于发射车转弯。发射筒呈垂直发射状态时，活动段伸出，底座大面积触地，可降低弹射导弹时对地面的压强，适应低比压场坪发射。固定段和活动段内腔均可以安装产生弹射工质的装置及导弹测控电缆和仪器等组件。可伸缩初容室的容量是活动段伸出、底座触地时，固定段和活动段的内腔容积之和。该容量取决于产生弹射工质装置出口的压力、温度和流量，导弹底部所能承受的过载和温度以及内腔安装组件所需的容积。

（撰写：吴虎根　审订：王瑞铨）

keyanshen chukouzhui

可延伸出口锥 extendible exit cone (EEC) 导弹（或火箭）发动机喷管扩张段中可以收拢和延伸的部分。带有可延伸出口锥的喷管称为可延伸喷管。可延伸出口锥用于导弹（或火箭）第二级或更上面级的发动机的大扩张比喷管上。扩张段的长度占整个喷管长度的大部分，这将增加导弹级间段的长度和质量。为了既缩短导弹结构长度，又使喷管具有较大的扩张比，通常可以采用可延伸出口锥的结构。常用可延伸出口锥可分为一级和两级。在发动机没有工作时，可延伸出口锥处于收拢状，如图所示；在导弹级间分离后，发动机开始工作时，由延伸机构把可延伸出口锥伸展到位并锁定。可延伸出口锥有多种结构形式，如套筒式（旅行茶杯式）、花瓣式、折叠板式、展开裙式等等。在美国MX导弹的第三级发动机上，所用的为两级套筒式可延伸出口锥。



可延伸出口锥处于收拢状态

（撰写：黄坚定　审订：刘志武）

keyanshen penguan

可延伸喷管 extendible nozzle 又称可延伸出口锥喷管。扩张段采用可延伸出口锥的喷管。可延伸出口锥喷管在发动机非工作状态下其可延伸出口锥处于收拢状态，缩短了发动机长度；当发动机工作时，可延伸出口锥伸展到最大扩张比状态，获得较大的比冲量。采用可延伸喷管主要是既要获得较大的比冲，又要缩短发动机长度，从而达到缩短导弹、火箭长度的目的。可延伸出口锥伸展时需要一套作动装置和锁紧装置，这就增加了喷管结构质量，在计算喷管比冲增加量时，必须考虑这部分惰性质量增加量。但由于弹体舱段缩短，又会减轻部分弹体的结构质量。可延伸喷管主要是缩短了导弹、火箭的长度，但它比普通喷管结构复杂，增加了生产成本，降低了可靠性，因此，在喷管设计时要综合考虑多种因素，尤其是从发动机总体和导弹、火箭总体考虑是否采用可延伸喷管。

（撰写：仲瑞昌　审订：黄坚定）

kezhucun tuijinji

可贮存推进剂 storable propellant 在使用环境温度下，能在密封容器中保持液态并可长期贮存的液体推进剂。可贮存推进剂在使用环境下有宽的液态范围；在贮存期内不分解变质、不产生沉淀或放出气体，年分解率不大于1%。按使用环境分为地面可贮存推进剂和空间可贮存推进剂。通常所说的可贮存推进剂系指地面可贮存推进剂。目前广泛使用的硝基氧化剂、肼类燃料、胺类燃料和某些烃类燃料属地面可贮存推进剂，丙烷、氨、二硼烷、甲烷和二氟化氧是空间可贮存推进剂。空间可贮存推进剂的贮存性能受到航天器本身结构设计、所处姿态和飞行时间的影响。随着航天器设计技术的发展，空间可贮存推进剂的范围将会扩展。

（撰写：蒋凤翥　审订：胡平信）

kezhucun tuijinji huojian fadongji

可贮存推进剂火箭发动机 storable propellant rocket engine 使用可贮存液体推进剂的火箭发动机。导弹武器所使用的可贮存液体推进剂发动机常用硝基类氧化剂和肼类、煤油等燃料，这类发动机的推进剂可以较长期地在弹体贮箱内贮存，其使用操作简便，导弹发射准备时间较短，从而提高了武器的作战反应能力及机动性。它的不足之处是发动机比冲较低，推进剂毒性较大，腐蚀性较强，对生态环境有害。可贮存推进剂发动机目前仍广泛应用在导弹武器及运载火箭上。现用的高能固体推进剂的比冲已与液体可贮存推进剂的比冲相当，而固体推进剂密度大，发动机结构简单，维护方便，发射快速，战术或战略导弹均可使用。所以，导弹武器用固体发动机替代液体发动机已是必然趋势。

（撰写：袁耀章　审订：朱森元）

kengdaoshi daodan fashe

坑道式导弹发射 tunnel-based missile launching 导弹陆基固定发射方式中的一种半地下发射方式。它采用类似火炮等常规兵器构筑工事的办法，用坑道工事进行隐蔽和提高武器发射的防护能力。坑道可利用阵地的自然条件构筑，可在山区和丘陵地带挖掘。导弹的准备及人员的活动均可在坑道中进行，仅在实施发射时才敞开或推出坑道，从而减少了阵地的暴露时间，阵地的隐蔽性比地面固定发射好。如果在坑道口安装较坚固的防护门，阵地抗袭击的能力较强。但这种发射方式在核袭击条件下生存能力很有限。

（撰写：方铭祖　审订：雷印西　魏其勇）

kongdi daodan

空地导弹 air-to-ground missile 从飞机或直升机上发射，攻击地面各种固定和活动目标的导弹的总称。这种导弹按作战使命可分为战略和战术导弹；按气动外形和弹道特征分为弹道导弹和有翼导弹（多为飞航式）；按射程分为近程、中程、远程导弹；按目标种类分为反辐射、反装甲（集群坦克、装甲运兵车队）、反军事设施（机场跑道和机库、导弹发射阵地、防御工事、桥梁、隧道等）导弹；按目标运动和几何特性分为打击固定、静止（可随时转移）、活动的点目标、线目标和面目标的导弹。战略空地导弹目前研究和部署的重点是空射巡航导弹。核战略空射巡航导弹的部署数量，按美苏战略武器会谈协议和

条约受到严格限制；常规空射巡航导弹已多次应用于对严密设防的战略和战区目标进行精确打击，并取得了较好成果。战术空地导弹可归并成3类：一类是直升机反坦克导弹。另一类称防区外发射导弹，是战术空地导弹的发展重点。它和精确制导炸弹及常规空射巡航导弹一起构成一个完整配套的机载精确打击力量体系。第三类是反辐射导弹，主要用于压制防空武器的地面雷达站，保护空袭飞机安全、摧毁C⁴ISR系统，是高技术战争中必不可少的空袭支援力量。



图1 美国“斯拉姆”AGM-84E空地导弹



图2 武装直升机悬挂的反坦克导弹（外侧）

（撰写：毕士冠 审订：杨宝奎）

kongdi zhanlüe daodan

空地战略导弹 air-to-ground strategic missile 携带核战斗部从飞机上发射、攻击敌方陆地重要战略目标的导弹。通常分为空射战略弹道导弹和空射战略巡航导弹两种。前者只是美国曾用“民兵”导弹做过空中发射试验，没有定型装备部队。另一例是美国的“近程攻击导弹”AGM-69A/B，它可以采用4种弹道飞行，其中之一为半弹道式弹道，用以获得最大射程（220 km），也能按地形跟踪弹道飞行，故介于前后两者之间。空地战略巡航导弹或空地核巡航导弹，属远程精确制导武器，最大射程有的已超过3000 km。它通常由弹体和翼、主发动机、控制系统和核战斗部等组成，有的还带有加速用的助推器，如法国的ASMP中程空地战略导弹、美国研制中的超音速巡航导弹（SCM）和法国的ASLP远程空地战略导弹。主发动机多采用涡轮风扇发动机或涡轮喷气发动机，也有用冲压发动机的。助推器常用火箭发动机。控制系统多为惯性制导或以惯性制导为基础，加上无线电测高或地形修正的复合制导体制。20世纪70～80年代，随着核弹头的小型化、小型涡轮风扇发动机的出现和高精度中段复合制导与末制导技术的逐渐成熟，美国和前苏联等国相继研制出一些高性能的空地战略导弹，如前苏联的AS-15A、B和美国的AGM-86B、



美国AGM-129A空地战略导弹

AGM-129A（见图）等。它们的命中精度达30～45 m（圆概率误差），都采用了隐身技术，并以极低的高度飞近目标，从而可以获得较高的突防概率。许多空地战略导弹还能以超声速飞行。例如，前苏联研制的AS-19空射巡航导弹（射程2700～3700 km，速度*Ma* 2.5～3），美国研制中的SCM巡航导弹（射程大于3000 km，速度大于*Ma* 2）和法国待研制的ASLP远程空地战略导弹（射程800～1200 km，高空时速度大于*Ma* 3，低空时速度大于*Ma* 2）。 （撰写：魏其勇 审订：刘宝镛）

kongji dongneng lanjie wuqi

空基动能拦截武器 air-based kinetic interception weapon 从载机上发射动能拦截弹且以动能杀伤方式拦截飞机、战术导弹或低轨卫星的武器系统。该武器系统一般包括地面引导与指挥控制网、机载火控系统、机载拦截弹3大部分。国外已经试验成功或正在发展的空基动能拦截武器有空基反低轨卫星系统与无人机载弹道导弹助推段动能拦截武器系统。未来先进的动能杀伤空空拦截弹也属于空基动能拦截武器的范畴。

（撰写：万自明 审订：成楚之）

kongjian

空间 space 见太空。

kongjian cailiao jiagong

空间材料加工 material processing in space 利用航天器的微重力环境制造和加工在地面无法获得的材料。它将成为空间工业化的主要支撑项目之一。虽然重力的变化并不能改变材料制备中由热力学原理确定的物质形态转变这个主过程，但对其中的一些子过程（如两个液相的混合、固液两相混合、沉浮、缺陷形成以及部分对流等）却能施加影响。微重力条件能通过影响这些过程的某些部分以及与该过程相关联的一些过程，来使物质形态转变这个主过程进行得更符合期望，或改变它的进行速度，或使主过程的某些内容冻结起来。航天器的微重力环境能使密度不同的物质充分混合，得到内部组织均匀的产品；减少晶体中的缺陷，生长出高质量的单晶、多晶体和半导体；实现对大体积液体的悬浮，进行无容器加工，制造出高纯度的物质；获得更大的过冷度，加快晶体的生长速度，制造出性能优良的玻璃、非晶态物质和亚稳态合金。空间材料加工能力和技术已有显著进展，并且取得了许多在地面环境条件下难以实现的成果。

（撰写：战再吉 审订：孙力玲 王文魁）

kongjian cailiao jiagong shebei

空间材料加工设备 facility of material processing in space 进行空间材料加工的设备。可分为常规系统、浮置系统和专门系统。其中常规系统包括等温加热装置（如高精度恒温器）、梯度加热装置（如多炉组合系统）和镜面反射加热装置（如自动镜反射炉）等；样品的浮置与定位又可分为声浮置、电磁浮置、静电浮置和气动浮置技术。浮置设备又可按照工作模式分为单轴浮置器和三轴浮置器等。另外还有一些为特殊用途和实验设计的专用加工系统。

（撰写：战再吉　审订：孙力玲　王文魁）

kongjian cichang

空间磁场 space magnetic field 存在于宇宙空间的磁场。是空间中的一种重要环境因素，它可以是宇宙中星体内部的电流在空间产生的磁场，也可以是空间的电流体系产生的磁场。空间磁场是变化的，有周期变化，也有一些扰动。地球附近主要的空间磁场有太阳磁场、行星际磁场、地球磁场以及几个行星磁场。空间磁场在空间带电粒子的运动与分布上起着重要作用，因此空间磁场的扰动和变化影响着空间带电粒子的分布和变化。它是关系航天工程和人类活动的重要空间环境。

（撰写：古士芬　审订：都亨）

kongjian cichang de ciliju xiaoying

空间磁场的磁力矩效应 magnetic moment effect of space magnetic field 航天器在存在空间磁场的环境中飞行时，受到磁场力矩的作用而改变姿态的效应。空间磁场对航天器姿态的影响是通过两类磁力矩产生的。一类是由航天器所具有的剩余磁矩与磁场相互作用产生磁干扰力矩，它可改变航天器取向，或使自旋航天器进动；另一类是地磁场与有着导电回路的自旋航天器相互作用产生感应电流进而引起磁阻尼力矩效应，表现为消旋，使航天器的自旋速率下降。空间磁场较强时，磁力矩效应较为明显，因此对低轨道航天器，应注意磁力矩效应的影响。另外，磁力矩效应也可被用来控制航天器的姿态。

（撰写：师立勤　审订：都亨）

kongjian dandao

空间弹道 space trajectory 火箭/导弹在空间飞行时质心的运动轨迹。它是一条三维空间曲线。在研究弹道时，通常将复杂的空间问题化为平面问题，可分别在俯仰平面（或铅垂平面）、偏航平面（或水平平面）和滚动平面（或倾斜平面）内进行分析研究。（撰写：余梦伦）

kongjian dengliziti

空间等离子体 space plasma 空间环境中能量低于几十万电子伏的带电粒子构成的空间等离子体，是空间环境的重要组成部分。它几乎充满着整个宇宙空间，像地球和其他行星的磁层和电离层、太阳风、行星际空间、太阳大气等均充满空间等离子体。因空间等离子体的能量较之宇宙线和辐射带粒子（通称为高能粒子）的要低，故有时又称空间等离子体为低能粒子，它不仅受磁场控制，而且受空间电场支配。按其能量或温度的不同又可分为热（高温）等离子体和冷（<10 eV）等离子体，后者因粒子的热效应在电波传播中可以忽视，故在电波传播领域称它为冷等离子体。空间等离子体环境是等离子体研究的最理想实验室。它对人类活动有着重要影响；并对运行在其中的航天器系统有着多种重要效应，如航天器充电、高电压太阳阵的电流泄漏和弧光放电、尾流、电波传播效应等。（撰写：古士芬　审订：都亨）

kongjian denglizitibo

空间等离子体波 space plasma wave 太空中天然生成的纵波（电场波动的静电波）和电磁波动的横波，以及人为发射进入空间的电磁波。源于空间等离子体环境中的波，是空间等离子体环境中存在的静电力、磁力和压力等力的作用的结果。天然的空间等离子体波可以是来自太阳等星系的射电波，也可以是来自日地环境中不同类型的波，主要包括静电波和电磁等离子体波。静电波只能在其源区观测到，而电磁等离子体波可以在很大空间范围观测到，如地磁脉动、极区千米波辐射、行星际等离子体激发的射电波。通过对发自太阳的日冕物质抛射在行星际传播中激发的射电波的测量，使得对日冕物质抛射在行星际的传播及其对地球空间的扰动进行预报成为可能。

（撰写：古士芬　审订：都亨）

kongjian dengliziti buwendingxing

空间等离子体不稳定性 space plasma instability 处于力学平衡态的空间等离子体因某种原因使其粒子偏离麦克斯韦分布或使体系偏离平衡态时，若扰动随时间增长，体系越来越偏离平衡态，以致失去平衡的等离子体特性。粒子分布偏离麦克斯韦分布时的不稳定性叫微观不稳定性，体系偏离平衡态时的不稳定性叫宏观不稳定性。由于起因的多样性，使得空间等离子体有多种不稳定性。它是造成空间等离子体环境扰动的重要成因，例如，空间等离子体不稳定性被认为是磁层亚暴的触发机制之一。因此，空间等离子体不稳定性是研究空间环境扰动过程的重要方面。

（撰写：古士芬　审订：都亨）

kongjian dizhixue

空间地质学 space geology 将地质学、地球化学和地球物理学的原理和方法用于空间各种天体的物质构成、地质构造及其演化过程研究的空间科学分支学科。它的发展依赖于空间科学技术的发展，并与天文学、地质学和空间化学的研究过程紧密相关。空间地质学的研究将为探测早期太阳星云内化学元素的分馏、星云物质的凝聚等作用，进而为研究各种星体的形成及其演化提供重要依据，月质学是其先头研究领域。空间地质学的研究将为未来的空间资源开发和利用，建立未来的空间生活基地等提供重要基础。

（撰写：王道德　审订：古士芬　都亨）

kongjian dianchang

空间电场 space electric field 存在于宇宙空间的各种电场的总称。是由空间中的带电粒子出现非零的电荷密度区产生的，也可以是磁场变化所产生的感应电场，或由太阳风参量变化形成的磁层空间电场。由于大部分空间等离子体有很高的电导率，故一般空间电场较小，电离层中的电场约为每米几十毫伏，磁层中的约为每米几毫伏。对它的探测受到航天器带电的困扰。磁层空间电场包括对流电场，它包括与极盖相连的开场线区电场（主要为晨昏电场）；闭场线区电场（晨侧指向赤道，昏侧指向极盖）和共转电场（相对静止观测者所见到的由于地球自转而产生的电场）3 部分。在晨昏子午面内，通过极尖区时，电场方向反转。空间等离子体层内的共转电场沿径向指向地心。电离层内还有发电机电场，在中低纬区

有重要的极化电场。 （撰写：古士芬 审订：都亨）

kongjian dianci fushe

空间电磁辐射 space electromagnetic radiation 存在于宇宙空间的各种电磁辐射的总称。空间电磁辐射主要来自于恒星，天体温度不同，发射电磁的波段也不同。温度高于10^6 K以上的天体，辐射波长处于X射线波段范围，X射线辐射是研究这些高温天体的重要工具。温度在10^4～10^6 K的天体其辐射主要集中在紫外光谱区。温度在6000 K以下比较冷的天体，最大的辐射处在红外光谱和可见光谱区。无线电波也是空间电磁辐射的一部分，它包含射电波段和微波波段。射电波段是探讨天体的物理状态、化学组成和演化过程的重要手段，因而产生了一门学科——射电天文学。除了恒星、星云等强发光天体外，行星、卫星以及它们的大气、彗星和星际物质都有电磁辐射。地球的地气系统发射的从紫外到无线电波这样宽的电磁辐射虽然非常微弱，但是所覆盖的波段却是从空间观测地球的非常有用的探测波段。

（撰写：张仲谋 审订：都亨）

kongjian dingxiang xunlian

空间定向训练 spatial orientation training 借助某些方法克服空间定向障碍的学习过程。它的内容包括：(1) 学习相关专业知识，弄清问题产生的原因和条件，知晓克服空间定向障碍的根本措施是按仪表飞行；(2) 加强仪表飞行训练，包括深刻了解各种航行仪表的工作原理、构造、性能和特点，除在舱内练习外，可利用地面飞行练习器和地面仪表判读装置进行练习，熟练、正确地使用仪表；(3) 巩固和锻炼利用仪表空间定向的能力，在目视飞行中有意识地让学员交替进行目视定向和仪表定向的锻炼。利用仪表空间定向是在仪表飞行活动中养成的一种新的空间定向习惯，它形成的时间短，具有不稳定性，因此，仪表飞行训练要循序渐进，间断时间不宜过长，有一定基础后要加强大动作量的仪表飞行训练。

（撰写：闫晓霞 审订：魏金河）

kongjian dingxiang zhang'ai

空间定向障碍 spatial disorientation 航天员在航天飞行中对自己在空间坐标系中的体位关系——状态、位置、运动的一种错误的空间知觉。在地面长期生活中，视觉、前庭、本体觉、皮肤触压觉及内脏的感受器分别接受其适宜刺激，转换为信息并传入大脑加工处理并形成一定的感觉—运动模式，以控制定向与平衡。失重状态下前庭系统的传入变化，以及与姿势维持有关的肌肉张力改变而引起的本体感受器的传入变化，使中枢中原有的感觉—运动模式不适应，发生紊乱，空间定向和平衡控制出现困难。航天员空间定向障碍可分为运动性错觉（身体或周围空间旋转运动或直线运动错觉）、协调性错觉（身体或周围空间物体倾斜错觉）及运动性与协调性相结合的混合型错觉（在固定体位时身体旋转错觉）。空间定向障碍在航天员进入失重时即可出现。在失重状态下经过数天，当视觉、前庭、本体等感受器的传入信息经中枢的整合与适应形成新的感觉—运动模式时，空间定向障碍将渐渐减轻和消退，但也有的航天员在整个飞行期间持续有错觉发生。 （撰写：蒋昌林 审订：魏金河）

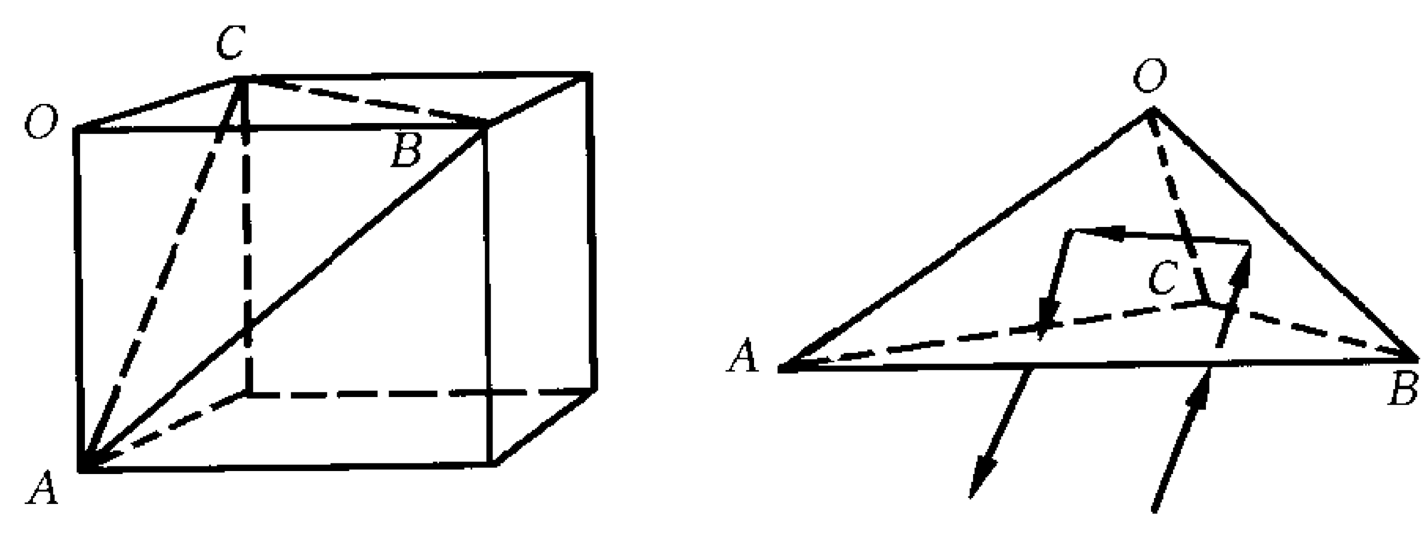
kongjianfa

空间法 space law 又称外空法。外层空间法的简称，是关于航天活动应遵循的原则和规定的法律。空间法有国际空间法和国内空间法之分，通常是指国际空间法。空间法是为了适应航天技术的发展，规范航天活动，将国际法的一般原则和航天活动的具体实践相结合而形成的法律体系，是国际法向航天领域延伸的一个新分支。截至2000年，联合国大会通过的国际空间法共有5个《条约》（协定）和4个《原则》，即《关于各国探索和利用外层空间包括月球与其他天体活动所应遵守原则的条约》（简称《外空条约》）、《营救宇宙航行员、送回宇宙航行员和归还发射到外层空间的物体的协定》（简称《营救协定》）、《空间物体所造成损害的国际责任公约》（简称《责任公约》）、《关于登记射入外层空间物体的公约》（简称《登记公约》）、《指导各国在月球和其他天体上活动的协定》（简称《月球协定》）及《各国探索和利用外层空间活动的法律原则宣言》、《各国利用人造地球卫星进行国际直接电视广播所应遵守的原则》、《关于从外层空间遥感地球的原则》、《关于在外层空间使用核动力源的原则》。

（撰写：朱毅麟 审订：侯深渊）

kongjian fanguangjing

空间反光镜 space reflection prism 又称空间角反射器。是激光测距系统安装在航天器上用以测量地球站至航天器距离的配套设备。空间反光镜具有将入射光按原方向反射回去的能力，反光镜的外形相当于正立方体切割下来一角的正直角棱镜（见图），棱镜底面为入射面，另外3面为反射面。反射面上一般镀有高反射率的反射膜，用以杜绝光的透射，增加跟踪范围。反射膜能够反射红外、可见光一直到紫外线谱段的入射波。航天器上的角反射器由多面这种直角棱镜组成，用以增大反射面积，带有角反射器的航天器反射回地面测量站的波强度比不带角反射器者可增大10^5～10^6倍以上，激光测距精度比较高，7000～9000 km的测距精度约为±(5～7) cm。



激光角反射器

（撰写：姜昌 审订：柳东升）

kongjian fangyu

空间防御 space defense 对在地球大气层外或出入大气层的目标进行防御作战的军事行动。自1960年美国发射第一颗军用卫星以来，全世界已发射各类卫星数千颗，其中军用卫星占了绝大部分，大量的军用卫星充斥空间。一旦发生战争，敌对双方都想摧毁对方的各种军用卫星，以争夺制天权和制信息权。谁掌握了制天权、制信息权，谁就夺得了战争的主动权。战略弹道导弹也是空间防御的重要目标。20世纪80年代初以来美国和前苏联都成立了空间防御的军事指挥机构和作战部队，专门承担空间防御任务。空间防御有主动和被动两种方式。主动式空间防御需要有空间目标的监测网和相应的地面指挥控制系统，对目标进行监测，及时发现有威胁的

敌方卫星、导弹等；识别目标的性质，根据测定的轨道，迅速作出反应。如利用反卫星、导弹武器对目标实行硬摧毁，也可以利用干扰、欺骗等手段，最大限度地削弱和破坏敌方空间侦察、卫星通信、导航定位等空间信息系统的作战效能，从而达到掌握战场主动权的目的。被动式空间防御是以某种自身防御的方式保存自己，如采用使对方“难以发现”的藏匿备份、伪装技术、隐身技术或加固技术。在空间和地面部署的反弹道导弹、反卫星的动能或定向能武器(如动能杀伤飞行器、激光武器、粒子束武器、微波武器等)和导弹武器系统等，都属于空间防御的一部分。

（撰写：吴北生　刘绍球　审订：吴开林　刘品雄）

kongjian fangdian

空间放电 space discharging　在轨运行的航天器表面和空间等离子体之间出现的电荷释放现象。这种电荷释放是由于航天器充电后与空间等离子体处于不同电位，航天器表面向空间等离子体发射粒子而消除电位差的过程。这个过程非常迅速，一般在微秒量级的时间内完成。

（撰写：吴中华　审订：都亨）

kongjian feixing huanjing

空间飞行环境 spaceflight environment　航天器在空间飞行中所遭遇到的对之有影响的空间环境。它分为起飞环境、运行环境和回收环境。起飞环境包括地面发射场的气象环境(风、雷、电、雨、雪、大气状况)；运行环境主要有自然环境和人为环境，自然环境包括高层大气环境、空间等离子体环境、高能带电粒子环境、磁场环境、空间电磁辐射环境以及流星体等，人为环境主要是指空间碎片和航天器排放的气体等环境；回收环境包括回收起始区的空间环境及回收过程中的气象环境。　（撰写：古士芬　审订：都亨）

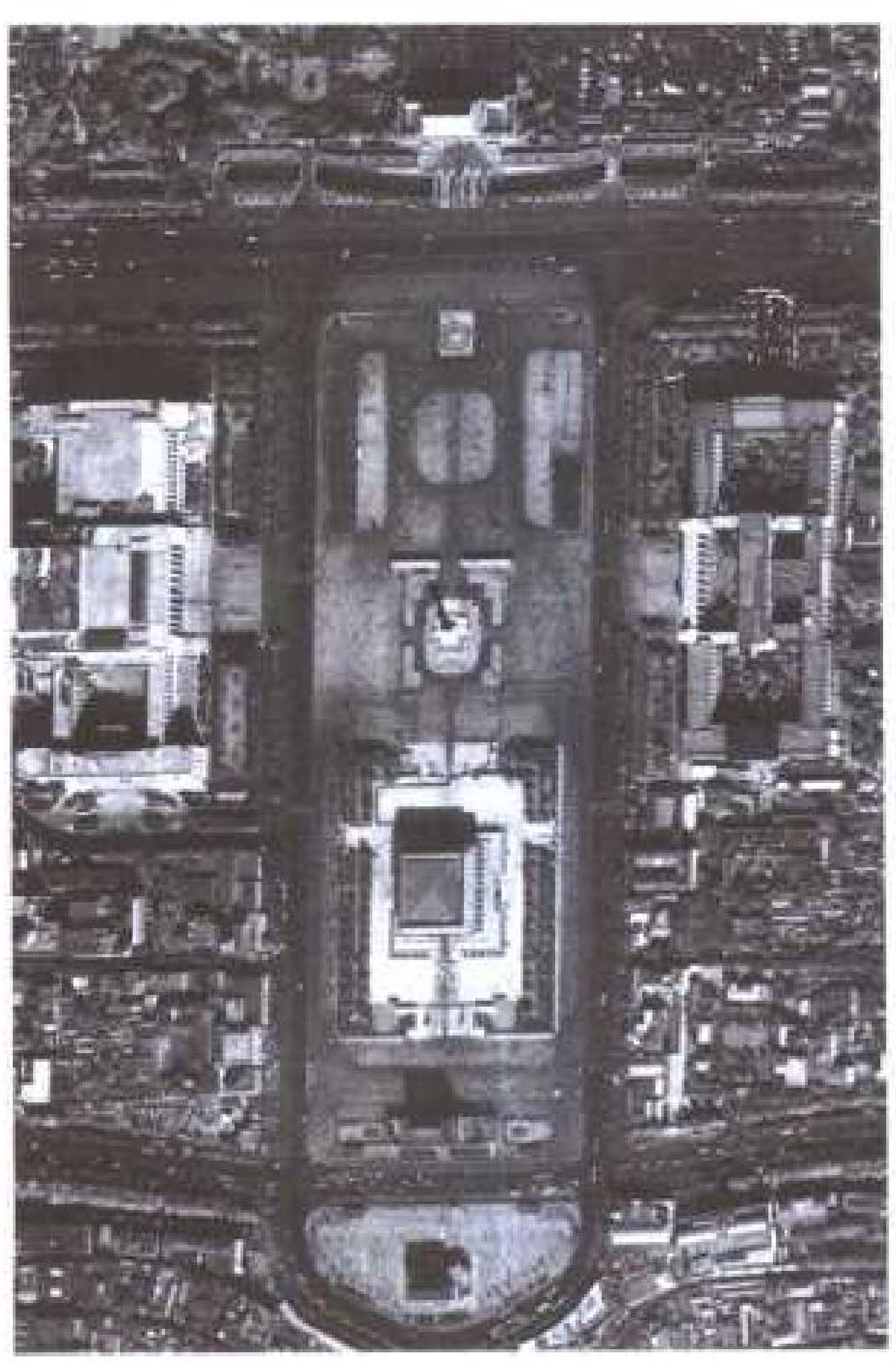
kongjian fenbianlü

空间分辨率 spatial resolution　描述遥感器所能观测到的最小目标大小的一种性能参数。在遥感相机中，一般可用相机镜头在一定光照条件下可分辨的每毫米内的黑白线对数来表征。在扫描成像式的遥感器中，探测器所接收的辐射通量是一个瞬时视场内所有物体发射或反射到成像仪的总辐射通量，而不管这个瞬时视场对应的地面范围内有多少个不同性质的目标物体；或者说，瞬时视场内不同的目标物体是区分不出来的。因此，扫描式遥感器的空间分辨率用其瞬时视场来表征，计量单位一般用毫弧度。扫描式遥感器空间分辨率或瞬时视场对应到地面上的尺度大小，一般称为地面像元分辨率。扫描式遥感器的空间分辨率β可表示为

$$\beta=\frac{d}{f}$$

式中f为遥感器光学系统焦距；d为遥感探测器线度尺寸。减少d可以使空间分辨率β变优，但d的减少受到探测器制造工艺与光学系统像差要求的限制。

（撰写：金志煜　审订：彭锦霞）



美国“伊克诺斯”卫星拍摄的1m分辨率天安门广场照片

kongjian fushe

空间辐射 space radiation　存在于地球大气层外宇宙空间的天然电离辐射。空间辐射按其来源可分为地磁捕获辐射、银河宇宙辐射和太阳粒子辐射3个主要类别。地磁捕获辐射主要是由地球磁场捕获的质子和电子组成，也有少量的α粒子(氦核)和重离子(电荷数大于2的高能重核)。环绕地球存在两个高强度的辐射带，称为地球内、外辐射带或范艾伦辐射带。在非洲和南美洲之间的南大西洋上空，内辐射带距地面的高度降至最低，称为南大西洋异常区，是影响低地球轨道载人航天的一个重要辐射源。银河宇宙辐射是起源于太阳系以外银河系的高能带电粒子辐射，也称为银河宇宙线。太阳粒子辐射是伴随太阳爆发发射出的高能带电粒子流，有时称作太阳质子事件。银河宇宙辐射和太阳粒子辐射的主要成分是质子，其次是α粒子和更少量的重离子。后两类空间辐射的区别是：银河宇宙辐射是相对稳定的辐射源，其强度受太阳活动控制，粒子的能量很高，但注量率很低；太阳粒子辐射是随机发生的，其粒子能量低于银河宇宙辐射，但短时间内可达到威胁航天员安全的粒子注量($10^{10}/cm^2$)，它是高轨道或星际空间载人航天的危险辐射源。

（撰写：祁章年　审订：魏金河）

kongjian fushe danlizi xiaoying

空间辐射单粒子效应 space radiation induced single (particle) event effect　单个空间高能带电粒子击中微电子器件灵敏部位，由于电离作用使器件产生额外电荷或造成材料原子移位，其逻辑状态改变，功能受到干扰或失效的现象。单粒子效应种类很多，主要有单粒子翻转、单粒子锁定和单粒子烧毁等。造成航天器器件单粒子效应的高能带电粒子主要是高能质子和高线性能量传输值的重离子。单粒子效应是继等离子体充电效应之后又一威胁航天器安全的主要空间环境效应，而且随着航天器系统复杂程度和器件集成度的增加，单粒子效应的危害会更加严重。　（撰写：韩建伟　审订：都亨）

kongjian fushe de zongjiliang xiaoying

空间辐射的总剂量效应 total ionizing dose effect　空间辐射效应中与材料、器件或生物体吸收的总电离辐射剂量有关的效应。这种效应与辐射的种类和能谱无关，只与最终通过电离作用沉积的总能量有关，属累积效应。总剂量效应是辐射效应中最常见的一种，它能够引起材料加速退化、器件性能衰退、生物体结构和机能受损等。空间辐射环境中造成总剂量效应的

主要是地球辐射带的电子和质子，其次是太阳宇宙线质子。

（撰写：韩建伟　审订：都 亨）

kongjian fushe fanghu

空间辐射防护 space radiation protection　保护航天员在航天期间尽量少受空间辐射危害，使其所接受的空间辐射剂量保持在合理且尽可能低的水平所需采用的措施和方法。载人航天空间辐射防护设计一般包括：制定航天员辐射剂量限值，载人航天器的辐射防护设计，舱外活动航天服的辐射防护设计，载人航天器舱内外环境以及航天员个人的辐射监测设计，太阳粒子辐射的预报和监测，制定辐射环境应急时的干预剂量水平以及可以采取的防护方案等。防护方法包括：质量屏蔽方法，服用化学药物或生物制剂的防护方法，用人工电磁场将带电粒子引流的方法，辐射环境应急时降低飞行轨道利用地磁场进行防护，选择合适的发射时间和出舱活动时间，以及对航天员进行辐射易感性选拔等。由于航天器载荷的限制和空间辐射的特殊性，载人航天的空间辐射防护难度远大于地球表面工作人员的辐射防护。

（撰写：祁章年　审订：魏金河）

kongjian fushe jiliangxue

空间辐射剂量学 space radiation dosimetry　研究空间辐射在物质中的能量转移与沉积规律和度量的一门学科。它的特点是在航天环境下的高能带电粒子及其次级粒子混合场的剂量学，其任务是研究和实施辐射测量，提供辐射危害评价的有关信息，预估航天活动的辐射危险性等。它的最重要的量是吸收剂量和品质因数，因而测量空间辐射的组织吸收剂量和粒子的传能线密度谱是必要的。它一般可分为主动剂量学和被动剂量学。主动剂量学能实时提供辐射剂量信息，数据可实时显示或遥测，需要航天器电源。常使用电离室、正比计数器、闪烁探测器、半导体探测器等。被动剂量学不能实时提供辐射剂量信息，航天器返回着陆后再测读数据，一般不需要航天器电源。常使用用热释光探测器、光敏发光探测器、核径迹探测器、活化探测器等。空间辐射剂量学要求探测器体积小、低能耗、质量小、组织等效性好，不受其它航天环境因素的影响，长时间工作稳定。

（撰写：祁章年　审订：魏金河）

kongjian fushe shengwuxue xiaoying

空间辐射生物学效应 biological effect of space radiation　空间辐射作用于生物体所引起的各种生物学变化。它根据辐射防护的目的可分为确定性效应和随机性效应两类。确定性效应是基于大量细胞受照后被杀死，而又不能由活细胞的增殖来补偿。该效应在照射剂量超过某一效应阈值时必然发生，表现为皮肤损伤、暂时性或永久性不育、眼晶体浑浊或白内障、造血机能低下以及一些生理系统出现功能障碍等临床症状。随机性效应是基于单一细胞的变异，不存在效应的剂量阈值，而效应的发生几率随接受剂量的增加而增大，效应的严重程度与剂量无关。随机性效应有两大类，第一类发生在受照者体细胞内而诱发癌症；第二类发生在受照者生殖细胞内而引起后裔的遗传疾患。空间辐射重离子的生物效应、高传能线密度辐射的相对生物效能、空间辐射与其他航天因素的复合作用是空间辐射生物学效应研究的核心问题。空间辐射生物学效应与地面辐射生物学效应不同，一是空间辐射粒子能量更高、穿透力更强、局部沉积能量更多；二是空间辐射粒子种类繁多、能谱宽，而且还与其他空间环境因素，如微重力、高真空等协同作用，因此空间辐射效应更加复杂。对于空间辐射效应，一方面可研究其不良影响，为保障航天员身体健康和生命安全服务；另一方面也可利用其有利的影响，如筛选有利的基因突变，培育新的物种，如空间辐射育种。

（撰写：祁章年　韩建伟　审订：魏金河　都 亨）

kongjian fushe sunshang xiaoying

空间辐射损伤效应 space radiation damage effect　又称移位效应。空间辐射效应中因靶物质原子获得入射粒子传递的能量而离开原有位置，造成靶物质内部缺陷的效应。由于使原子挣脱周围其他原子的束缚而运动起来需要一定的能量（移位能），因此辐射效应与入射粒子种类和能量有关。发生移位的原子若获得的能量足够高，会继续与其他原子发生碰撞，使更多的原子移位，在靶物质中形成大范围的缺陷群。在航天器系统中，受辐射损伤效应影响最严重的是太阳电池。构成太阳电池的半导体材料受辐射损伤效应，会产生缺陷，造成电池输出功率降低。空间辐射环境中产生辐射损伤效应的主要是地球辐射带的电子和质子，以及太阳宇宙线质子。

（撰写：韩建伟　审订：都 亨）

kongjian fushe xiaoying

空间辐射效应 space radiation effect　空间辐射环境与在轨运行的航天器各系统相互作用产生的效应。空间辐射环境主要指空间高能带电粒子环境和来自太阳的高能电磁辐射。造成的辐射效应主要有材料的加速老化，电子和光学器件性能衰退、失效或功能受到干扰，人员或其他生物的健康受损、甚至危及生命。按照造成辐射效应的机制，可分为总剂量效应、辐射损伤效应和单粒子效应 3 大类。

（撰写：韩建伟　审订：都 亨）

kongjian fuhe cailiao jiagong

空间复合材料加工 processing of composite materials in space　在空间微重力条件下从熔态制备复合材料的过程。在制备复合材料的第一阶段基体呈液态，强化粒子、气泡或纤维则自由地浮在熔态基体中。这些夹杂物可以是已混入基体中的，也可以是在冷却过程或液／固相变时沉淀出来的。由于不存在重力引起的浮泛和沉积（导致凝聚和粗化）及对流（改变液相中的温度场和溶质浓度分布），因此会减少微观结构的有序化程度。对于原位材料，第二相是从均匀的液体中经物理—化学反应生成，在凝固过程中形成复合结构。在微重力条件下，由于对流作用消失，液／固界面前沿的横向传质系数会变小，样品有较高的纤维密度；在空间微重力下制备的人工复合材料，由于熔化和固化过程中弥散物的稳定性和粒子与熔体间润湿程度得到改善，因此微观结构的均匀性可以得到改善。（撰写：战再吉　审订：孙力玲　王文魁）

kongjian ganying dianchang

空间感应电场 space induced electric field　由随时间变化的磁场产生的空间电场。随时间变化的空间电流系也能产生空间感应电场。它在像地磁暴那样的许多随时间变化的过程中起着重要作用。在近地空间存在许多电流系，这些电流系随时间的变化构成了近地空间的主要感应电场：变化的场向电流产生的变化磁场所致的感应电场，其最大值约为 0.35 mV/m；环电流变化时产生的感应电场，其最大值约为0.7 mV/m；磁

层顶运动所伴随的磁场变化，在磁尾产生感应电场，其大小约为0.6～2 mV/m，在磁层中性片中的感应电场约为1 mV/m；磁亚暴时，地磁场的剧烈变化产生的感应电场，曾观测到的最大峰值为30 mV/m。

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

kongjian gaoneng daidian lizi

空间高能带电粒子　space high-energy charged particle　宇宙空间中能量高于数百电子伏的带电粒子。它主要包括来自银河系的银河宇宙线、来自太阳爆发时发出的太阳宇宙线、被地球磁场捕获的地球辐射带粒子以及被其他天体（如木星）磁场捕获的高能带电粒子。由于能量较高，这些带电粒子能够穿透材料一定深度，造成辐射效应，如使太阳电池输出功率下降、触发器件单粒子效应等。由于目前的航天器主要在近地空间运行，因此宇宙线和地球辐射带的高能带电粒子是航天工程关注的重点空间环境因素。

（撰写：韩建伟　审订：都　亨）

kongjian gaoyuan weizhi

空间高远位置　space high and far position　指航天器相对于地表距离很大的空间位置。它是航天器进入空间而自然获得的一项有极高价值的资源。这一位置资源主要用于观测地球和通信。航天器的高远位置使航天器对地球表面的波束覆盖区很广。例如，在地球静止轨道上的一个航天器可以覆盖大



极地轨道和地球静止轨道相对地球的位置示意图

约2/5的地球表面面积。3个在赤道上空均布定位的地球静止轨道通信卫星可以实现全球（两极地区除外）范围的通信。空间高远位置资源的范围一般不超过36000 km的高度。因为过高的位置，会使航天器对地表的距离过大，从而造成遥感能力及通信能力的降低。一般来说，可作为空间高远位置资源开发利用的航天器运行轨道有5类：(1) 环绕地球的各类倾角轨道，即近地点高度从100多千米到1000多千米，轨道倾角小于90°的各类近圆和圆轨道。(2) 极地轨道，轨道倾角为90°的轨道，沿极地轨道运行的航天器的星下点轨迹经过南纬90°至北纬90°的地区。适当设计极地轨道，可使航天器的有效载荷在一定的时间里，其观测区域或波束覆盖全球。(3) 太阳同步轨道。(4) 近地点几百千米，远地点4万多千米，周期为12 h的大椭圆轨道。(5) 地球静止轨道。

（撰写：李颐黎　审订：李大耀）

kongjian guance

空间观测　space observation　又称天基观测。利用各种航天器（火箭、人造卫星、空间探测器和载人航天器等）携带各种观测仪器，在空间进行的对有关客体的观测。例如，对地观测是对地球目标和天气过程进行的观测等；太阳观测是通过各个波段的太阳电磁辐射对太阳进行的观测，可为太阳物理研究提供第一手的资料，为空间环境（空间天气）预报提供源头的变化情况；宇宙空间观测是为了观测宇宙的结构及其变化，研究宇宙的起源、演化及未来发展。对空间环境进行的成像观测可以监视空间环境整体变化；空间观测也是人类军事活动不可缺少的空间保障措施之一。

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

kongjian haiyangxue

空间海洋学　space oceanography　又称卫星海洋学。利用空间遥感技术观测和研究海洋的一门分支学科。空间海洋学兴起于20世纪70年代，它是空间技术、遥感技术、光电子技术、信息科学与海洋科学相结合的产物。其主要内容是：(1) 海洋遥感的原理和方法：遥感信息形成的机理、电磁波的可见光、红外和微波波段在大气和海洋介质中传输的规律，海洋的波谱特征。(2) 海洋信息的提取：波动信息与海洋参数相关性的物理模型，从遥感数据到海洋参数的反演算法，遥感图像处理和海洋学解释，卫星遥感数据与常规海洋数据和各类海洋模式的同化和融合。(3) 满足海洋学研究和应用的遥感器的最佳设计和工作模式：光谱波段和微波频率的选择，光谱分辨率和空间分辨率的要求，观测周期和扫描方式的研究。(4) 反演得到的海洋参数在海洋学各领域中的应用：卫星遥感所获得的海洋数据具有观测区域大，时空同步、连续的特点，可以从整体上研究海洋，极大地深化了人们对各种海洋过程的认识，引起了海洋学的一次变革。卫星遥感资料和卫星海洋学的研究成果在海洋天气和海况预报、海洋环境监测和保护、海洋资源的开发和利用、海岸带测绘、海洋工程建设以及全球气候变化、厄尔尼诺现象监测等科学问题上有着广泛的应用。　（撰写：黄润恒　审订：刘建强）

kongjian he daodan genzong xitong

空间和导弹跟踪系统　space and missile tracking system (SMTS)　美国天基红外系统（SBIRS）卫星中的低轨道卫星组成的系统，卫星数量约18～24颗。原计划SBIRS要在2006年投入使用，后提前到2002～2003年。SBIRS卫星以多层成对工作，提供立体观察。每颗卫星载有一台宽视场扫描短波红外捕获传感器和一台窄视场凝视多色（中波、中波/长波和长波红外以及可见光）跟踪传感器。这些传感器将按顺序工作，先在水平线以下、后在水平线以上进行观察，以捕获和跟踪目标导弹喷气尾焰、热的助推器壳体、后助推器段的尾焰和壳体，最后捕获和跟踪冷的再入飞行体。通过中段跟踪以及对弹头与其他物体辨别，卫星还能为地面防御系统提供提示信息。



低轨道天基红外系统卫星跟踪示意图

K

由SBIRS形成的早期拦截可使防御区域边界比目前的系统扩大3～5倍。（撰写：李 辉 审订：王子滨）

kongjian huanjing gongcheng

空间环境工程 space environment engineering 研究（实施）空间环境模拟、试验及空间环境对航天器影响的科学和工程技术。其主要方面有：空间环境对航天器的影响及其机理；空间环境模拟技术与模拟方法（包括效应模拟技术、物理模拟技术、数值模拟技术等）；空间环境模拟试验技术与试验方法（包括缩短试验周期、试验预示、试验标准、试验规范、试验可靠性等）；空间环境的防护；空间环境模拟设备的设计与研制；研究提供航天员训练的空间模拟条件与试验方法等。它涉及到许多方面的专业知识，是紧密地为航天器研制服务的。其作用是减少或避免在轨航天器产生故障与失效，延长航天器的工作寿命，目的是提高航天器的可靠性。

（撰写：黄本诚 审订：王 立）

kongjian huanjing jiance diji xitong

空间环境监测地基系统 ground-based space environment monitoring system 建立在地面用于监测空间环境状态及其扰动的系统。主要仪器设备包括用于接收太阳电磁辐射的光学及射电望远镜、探测地磁场变化的地磁仪、探测电离层结构变化的电离层垂直测高仪及记录宇宙线通量的宇宙线探测仪等。空间环境的状况主要与太阳的能量和物质的输出有关。通过望远镜能够观测到太阳大气的温度、密度和磁场等的静态分布以及日面上的一些特殊的结构，如太阳黑子、活动区、冕洞等，它们决定着空间环境的状态。特别是日面上的爆发活动，如耀斑、日冕物质抛射等，它们能够引起空间环境的扰动，甚至形成灾害性空间环境，地面的望远镜系统可以对这些事件进行跟踪分析，结合其他数据，可对地球空间环境将要受到的扰动做出预报。地磁场的扰动及其伴随效应不仅影响航天活动，对高纬地区的管线系统也会形成致命威胁。分布在全球的地磁台站实时地记录着地磁场的变化，并有专门的国际机构发布各种供使用的地磁活动参数。电离层监测主要关注的是对通信有影响的电离层F层的参数，电离层垂直测高仪可以给出电子浓度的分布、最大电子浓度及其高度，最为实用的是可给出该区域的最大可用短波通讯频率。

（撰写：薛炳森 审订：都 亨）

kongjian huanjing jiance tianji xitong

空间环境监测天基系统 space-based space environment monitoring system 通过安置于在轨航天器上的探测仪器对空间环境状态及其扰动进行监测的系统。它包括光学仪器、与高能粒子和等离子体相关的探测仪器。在航天器轨道上，由于没有大气层的影响，很多地面上无法实现的对日光学观测可以在这里进行，如太阳的紫外和X射线波段的成像观测、高清晰日冕观测和高能X射线通量监测等，能够有效地监测日面上的结构变化、跟踪太阳爆发过程，提高空间环境扰动预报的准确性。各种高能粒子能够直接到达航天器轨道，也为监测这里的辐射环境提供了便利条件，监测高能粒子可以有效地保障在轨航天器的安全，同时也为航天器的辐射防护设计提供依据。等离子体是太阳物质输出的主要形式，能够在近地空间引起一系列扰动效应，不仅威胁到在轨航天器的安全，电离层也将受到骚扰。等离子体监测装置，特别是位于太阳风上游的仪器，能够较早地感知太阳风的扰动特性，并对其影响做出警报。此外，极光和磁场的监测对于空间环境的预报也起着重要作用。空间环境监测有别于以研究为目的的空间探测项目，监测的长期性、数据的一致性和连续性是其重要特点。

（撰写：薛炳森 审订：都 亨）

kongjian huanjing jiancewang

空间环境监测网 space environment monitoring network 建立在近地空间及行星际空间的能够实时监测、分析太阳的能量和物质输出过程以及近地空间环境的响应情况的仪器系统。分布在地球轨道和行星轨道的高分辨率设备连续地、实时地监测太阳不同层次上的物理参数的变化，通过太阳物理模式，预测可能的爆发活动及其规模。行星轨道上的设备还可以对太阳所喷发的物质的运动进行立体监测，包括其轨迹和内部结构，并预测它是否到达地球及其造成的空间环境扰动。在近地空间，分布在地球磁层不同位置的仪器监测由行星际空间向地磁层内部的物质和能量的传输，应用相应的模式，预测不同层次将要做出的响应，如地磁暴、电离层暴等。空间环境预报将来主要依靠安置在太空的空间环境监测网。

（撰写：薛炳森 审订：都 亨）

kongjian huanjing jingbao

空间环境警报 space environment alarm 对可能对卫星或其它航天设备、近地空间环境中或地面上的人类或技术装备有损害作用的空间环境事件发出的警报。空间环境警报要求在用户采取必要的行动，以防止空间环境对设备或人员造成损害性影响之前发布。发出警报的关键是给出有害性空间环境事件发生的时间、可能的事件强度及事件持续的时间。发布警报的时间提前量一般为0～24 h，主要依据对引起所要警报的事件的源事件的观测（如太阳耀斑），对实际事件的观测（如发生磁暴），或对趋势的推断（如增大的质子通量）。大部分警报依据对某一事件或环境状况的观测而直接发布。

（撰写：臧振群 审订：都 亨）

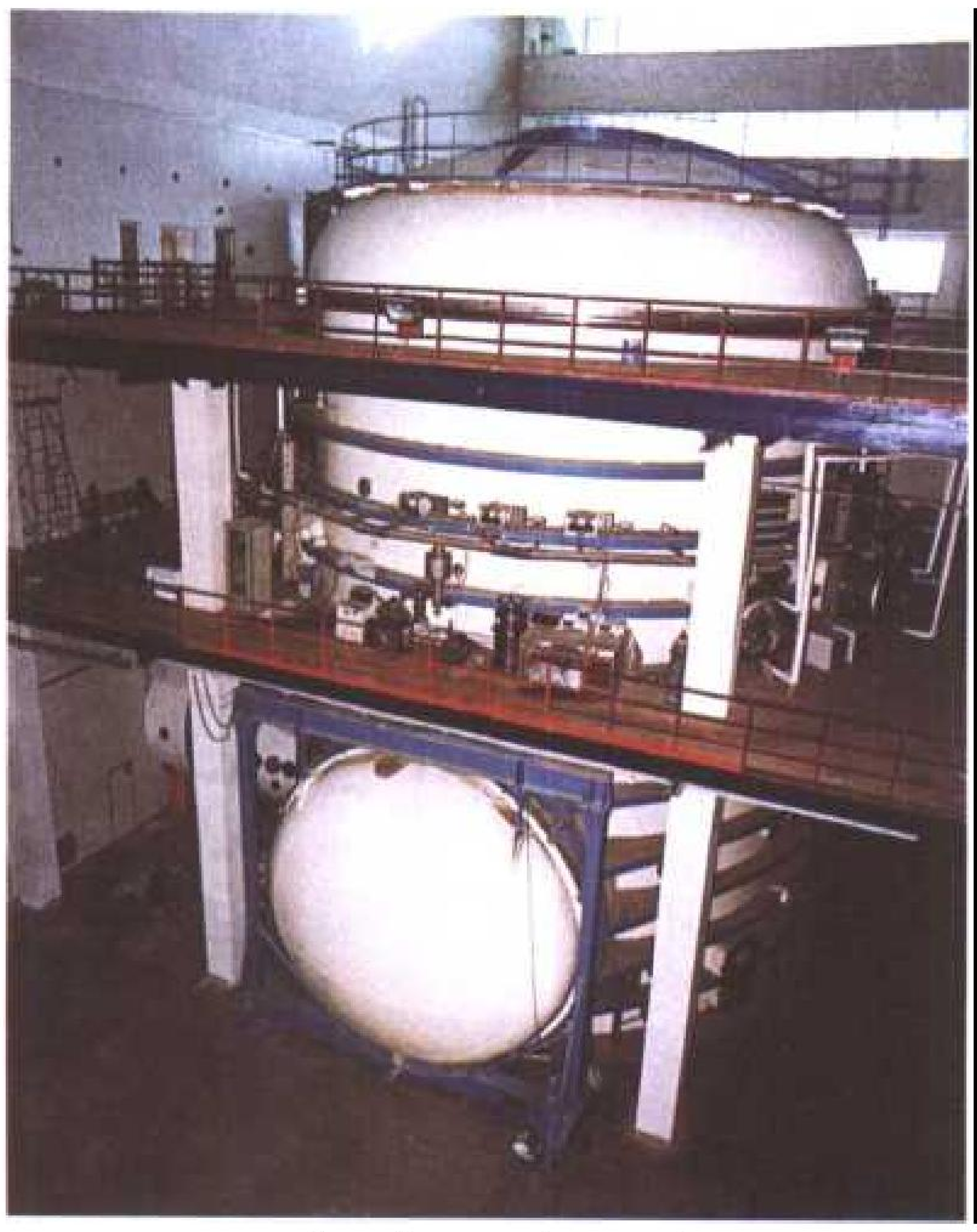
kongjian huanjing kexue

空间环境科学 space environment science 是研究空间环境的构成、变化特征、空间环境对人类活动尤其是航天活动的影响效应和应对策略，以及对未来空间环境及事件进行预报的一门与众多学科密切相关的新兴学科。它主要研究宇宙空间中对人类现在和未来的生产和生活产生影响的各种现象，它们发生的过程和规律、构造模式，描述它们的特征，预报事件的发生，利用或减缓它们影响的方法和措施，以及如何保护空间环境使其免受人类活动的污染。

（撰写：古士芬 审订：都 亨）

kongjian huanjing moniqi

空间环境模拟器 space environment simulator 模拟太空的真空环境、太阳辐照环境、冷黑环境等的用于航天器或其大型分系统的真空热试验设备。主要技术指标：真空度优于10^{-4} Pa，热沉内壁温度低于100 K，对太阳光的吸收率大于0.95，半球法向发射率大于0.90，太阳辐照环境可采用红外模拟器或太阳模拟器。主要分系统及其功用有：真空容器为模拟器主体；真空系统用于获得空间的真空环境；热沉用于模拟空间的冷黑环境；液氮系统用于热沉冷却；氦系统提供内装式深冷泵20 K的冷源；太阳模拟器模拟空间太阳辐照环境；红外模拟器模拟太阳、地球及空间外热流环境；运动模拟器模



KM6 载人航天器空间环境模拟器

拟航天器在太空中相对于太阳的姿态；载人航天试验系统提供航天员安全、救生等试验条件；还有进出空间环境模拟室用的气闸舱系统，紧急复压系统等；以及数据采集、控制与试验管理系统等。（撰写：黄本诚 审订：成致祥）

kongjian huanjing moni shiyan

空间环境模拟试验 space environment simulation test 对整个航天器或其分系统、组件、部件、元器件以及材料在地面模拟的空间环境中进行的试验。主要是检验产品在空间环境中的适应能力，是否达到规定的功能、符合设计要求，并暴露元器件材料、工艺、质量方面的缺陷。最终目的是为了减少或避免航天器在轨发生故障或失效，提高其在轨工作可靠性。主要试验项目有：热平衡试验、热真空试验、磁试验、原子氧试验、微流星与碎片试验、高能粒子辐照试验、表面充放电试验、航天员中性浮力和微重力试验、冷焊干摩擦试验、空间环境下姿控发动机试验、载人航天试验等。试验方法分：全尺寸物理模拟试验、效应模拟试验、数值模拟试验、缩比模型试验等。由于空间环境十分复杂，为了提高空间环境试验的有效性和降低成本，要选择主要影响试件性能和最能暴露试件失效原因的环境因素和量级水平进行试验。

（撰写：黄本诚 审订：徐加宽）

kongjian huanjing moshi

空间环境模式 space environment model 一种由一系列关系式及有关的若干参变量构成的空间环境变化和分布状态的定量描述。它可分为空间环境预报模式和空间环境分布模式。但实用中通常将空间环境分布模式简称为空间环境模式。一般不强调预报的时候所说的空间环境模式即是空间环境分布模式。空间环境分布模式是用简单实用的数学表达式描述空间环境的平均分布状态。现今通常将数学表达式编制成计算机程序，使用时由计算机根据所指定的环境条件，计算出空间各处的环境参数。空间环境分布模式是以实际的探测数据为基础进行编制的，原则上只要有足够数量的、分布比较合理的探测数据，就可以采用统计学的方法进行拟合，最后给出一个统计模式。但实际情况要复杂而又困难得多。空间环境分布模式在航天工程设计中得到广泛的应用，如轨道计算要用到高层大气模式；辐射防护要用到高能粒子的分布模式等。

（撰写：古士芬 审订：都亨）

kongjian huanjing moshi jicheng

空间环境模式集成 integration of space environment models 把各种空间环境模式及其相关程序集成在一个计算机软件系统中的过程。集成化的空间环境模式实现了各模式间的相互调用，使各模式有机结合；并利用现有计算机技术，以及直观化的参数输入和结果输出的形式，这些形式可以是文字、表格、图形甚至动画等，很方便用户使用。空间环境模式的集成使用户可以获得全面的、应用性强的空间环境信息，方便了非空间环境专业人士对模式的使用，使空间环境的研究成果面向服务、更加实用化。例如，在集成了空间环境模式、环境效应计算程序、航天器轨道计算等的系统中，用户只要输入航天器的轨道、材料、结构等参数，系统就可以计算输出在给定轨道上飞行的航天器可能遭遇的空间环境危害，使环境模式的应用更实用化、工程化。

（撰写：师立勤 审订：都亨）

kongjian huanjing shengwuxue

空间环境生物学 space environment biology 研究宇宙空间环境中各种因素影响生物体功能的一般规律性的学科。重力生物学和地外生物学等已从空间环境生物学中分化出去，成为独立的分支学科。空间环境生物学的主要内容包括以下几个方面：(1) 宇宙辐射生物效应。宇宙空间中的辐射主要有粒子辐射和太阳电磁辐射。单一的加速重粒子和初级宇宙射线粒子，会使动物发生病变，诱发肿瘤，使植物生长异常。在太阳辐射中，紫外线辐射会使蛋白质发生光化学变性和凝结，导致细胞功能改变、突变、死亡或其他反应，而生物体受到过量的红外线辐射，则会产生热损伤。(2) 高（低）温生物效应。简单生物对高（低）温的反应特点是，在一次相对高的温度作用后微生物仍能生长，但重复多次高温作用，会引起微生物的死亡；温度很低能够抑制微生物的繁殖，如果结合细胞脱水，则可延长其生存；温度缓慢下降时，某些细菌会继续生长，但如果快速降到相同温度，则会引起一些细菌的死亡；低温下细胞干燥，不会使整个细胞群完全死亡；微生物因温度变化引起的周期性发展的复苏状态，对其随后的代谢能力、生长以及繁殖没有影响。(3) 真空生物效应。真空环境缺少生物生长必需的氧气和一定的大气压力。宇宙空间的真空环境对于嫌气性微生物可能不会造成生命威胁，但对于非嫌气性微生物和植物会造成生命威胁。微生物对真空具有很强的适应性，特别是那些有芽胞的细菌和霉菌的适应性最强，不带芽胞的微生物的适应性较弱。真空对动物能产生显著效应。动物如突然暴露在11.6 kPa的近似真空环境中，会引起爆发性缺氧，脑功能首先陷入紊乱状态，随后心脏和眼也陷入功能紊乱，生命陷入危险。如动物体体外突然气压降低到6.3 kPa，动物的体液便马上转化成气体而形成气泡。当突然减压到400 Pa的近似真空环境后，皮下组织会立刻形成组织气肿，血液循环发生气泡的机械性阻塞，组织细胞加速破坏，动物加速死亡。(4) 应激。生物体在异常环境条件下产生的一种功能动员状态。在高等动物体上表现为肾上腺糖皮质激素分泌增多，血糖含量增加，胸腺和淋巴结萎陷，免疫功能受到抑制，并出现胃肠粘膜充血以及溃疡等，这是下丘脑、垂体、肾上腺

皮质系统控制的神经体液失调所造成的。(5) 复合效应。是指航天过程中各种因素共同作用于航天员或其他生物体而产生的效应。在实际航天飞行中，往往是多因素共同作用的结果。它又可以细分为叠加效应、增强效应和抵消效应等。

（撰写：吴国兴　战再吉　审订：孙力玲　王文魁）

kongjian huanjing tance

空间环境探测　space environment exploration　为了解、监测和研究空间环境而进行的探测。它是空间环境科学研究的基础，也是空间环境科学研究的出发点。空间环境科学研究涉及非常广大的空间区域及众多环境参数，每一个参数的探测方法和手段都是多种多样的，但按进行探测的方法可分为直接探测和间接探测；按进行探测所凭借的载体或手段又可分为地基探测和天基探测。空间环境探测按其目的可分为3类：一是为编制空间环境模式而进行的探测，要求探测的空间覆盖区域广、无遗漏，时间覆盖至少一个11年太阳活动周；二是为预报而进行的空间环境监测，要求按预报需要在不同空间位置设置相应的监测系统并能长时间连续进行监测；三是为航天器故障分析而进行的空间环境探测，要求与空间环境效应探测同时进行。空间环境探测对实现空间环境监测和预报是非常重要的，当今正在发展建立的空间环境成像探测技术是空间环境监测和预报所迫切需要的。

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

kongjian huanjing xiaoying

空间环境效应　space environment effects　宇宙空间中的各种中性和带电的粒子、引力场、电场、磁场、电磁辐射、空间碎片和流星体、真空、低温等环境，与处于其中的航天器系统相互作用而对飞行器系统及航天员造成的影响，以及对地基的技术系统的运行和可靠性产生的影响。恶劣的空间环境可引发航天器运行以及通信、导航、电力传输网的事故，危及航天员的健康和生命，造成社会经济损失。如高层大气对航天器的阻尼作用，原子氧的剥蚀效应，空间热等离子体的充电效应，空间高能粒子的辐射效应，单粒子事件效应，磁场的磁力矩效应，流星体和空间碎片的撞击效应，电磁辐射效应等，都对空间飞行器系统及航天员造成不良影响，使航天器发生故障甚至失效。对影响航天器寿命的，或可能造成航天器故障或异常的空间环境效应，必须采取防范措施，即对空间环境效应要采取相应的对策。空间环境效应及其对策是在进行空间飞行器系统设计时必须考虑的重要方面，是空间环境科学的重要研究内容。

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

kongjian huanjing xinxi shujuku

空间环境信息数据库　space environment information database　用于收集、整理、加工、管理空间环境信息，并能以便捷、有效、快速的方式提供这些信息的计算机数据库系统，是集散空间环境信息的一个工具。空间环境研究、航天工程设计及其他部门的用户通过这一数据库系统可以方便、快速地搜寻、获取所需的空间环境信息。建立空间环境信息数据库是空间环境探测数据、空间环境分布及效应模式等各种空间环境信息日益增长的需要，可以方便空间环境信息的使用，提高空间环境信息的利用率，充分发挥空间环境信息的效益，推动空间环境研究和预报的发展。

（撰写：师立勤　审订：都　亨）

kongjian huanjing yubao

空间环境预报　space environment forecasting　根据历史的和(或)当前的空间环境状态及发展趋势的分析，对未来的空间环境状态作出预测并发布预测结果的过程。根据预报时间提前量的不同，空间环境预报划分为短期预报、中期预报和长期预报。短期预报一般是提前6 h到几天的预报。中期预报给出未来一周至几个月时间内空间环境的预报，以服务于航天活动中发射日期的安排、在轨飞行器的安全措施的安排、载人飞行器的出舱活动的安排以及通信等方面的任务安排。长期预报以年为单位，主要预报未来一个太阳黑子周(平均11年)的空间环境的特征参数。短期和中期预报提供一般的环境条件，甚至包括警报类型的事件，但相对于警报，它们不注重时间精确度，只要用户能作出防护即可。短期预报一般以每日预报的形式给出，中期预报一般以周预报的形式给出，长期预报一般以月预报的形式给出，并随时间不断进行预报结果的修正。

（撰写：臧振群　审订：都　亨）

kongjian huanjing yubao moshi

空间环境预报模式　space environment forecasting model　一种由当前的空间环境状态通过运算能够给出空间环境未来某个时段的状态的具有物理基础的算法。随着社会对技术系统的依赖性的急速增强，异常的空间环境对人类社会的影响日趋严重，它会使技术系统变得不可靠或失效。如果能提前足够的时间给出正确可靠的空间环境预报，或者是在某些情况下为系统设计者提供具有代表性的、定量的模式，空间环境的危害是可能减小或避免的。现在还没有研究出预报能力所要求的具有物理基础的、定量的模式。美国空军已经开发了第一代空间天气的分区模式，投入实际应用后将增加预报的能力，使用这种描述模式可以运用当前观测数据来推算近地空间不同位置的环境条件。为了建立实用的空间环境预报模式，必须首先了解并预报太阳爆发性事件的时间和位置，包括太阳耀斑和日冕物质抛射等，一旦观测到这类事件，就要确定它是否对地球环境产生影响。要成功地在一天或更长的时间提前预报太阳事件，需要更多地认识和监测太阳和行星际，构建起各层间相互耦合着的动态模式体系。接着是如何将研究模式转化为业务模式，进行模式的确认和检验，及将模式付诸应用。还需将许多模式集成起来并加入经验的预报技术形成一个系统，这个系统应具备用户友好界面，容易升级并可适应不同的硬件配置。

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

kongjian huanjing yubao tixi

空间环境预报体系　space environment forecasting system　实现空间环境预报所需要的完整系统。它由下列几部分构成：对太阳活动、行星际扰动及近地空间环境等不同层次的空间环境监测系统，用以获取实时的空间环境数据；空间环境数据收集、提取的数据库系统；不断更新、不断完善的空间环境预报模式系统；实施预报的计算机系统、显示系统和传输系统；预报的发布和预报产品的提供等。空间环境预报信息网络使我们可以近乎实时地将预报传递给感兴趣的用户，发展这一系统的时机已经成熟。

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

kongjian jiqiren jishu

空间机器人技术　space robotic technology　应用于空间机器人研制过程中的各项关键技术的总称。它是跨越多学科的

技术，涉及机械、电子、机电一体化、传感器技术、计算机系统、动力学与控制技术、太空环境、发射运行环境等技术领域。由于太空环境恶劣，直接威胁飞行中的航天员的生存，空间机器人是人类操作能力在太空环境应用中的延伸和发展。地面遥操作控制系统实现了空间机器人的大时延遥操作，可以替代航天员完成操作任务，从而降低了航天员的操作负担，节约了大量环境控制、生命保障系统费用。随着航天技术的发展，空间机器人技术将被广泛应用于卫星的释放与捕获、空间站的建造、多航天器的交会对接、空间燃料的运输与加注、行星表面探测、空间军事应用等诸多领域。成功应用的空间机器人技术系统有：加拿大斯帕公司的航天飞机遥控机械臂系统(SRMS)，这一系统利用空间机器人技术多次实现了卫星的释放与捕获，协助航天员完成出舱修理任务；日本宇宙开发事业团的工程技术试验卫星(ETS-Ⅶ)，采用空间机器人技术实现了交会对接实验。

（撰写：梁斌　审订：吴宏鑫）

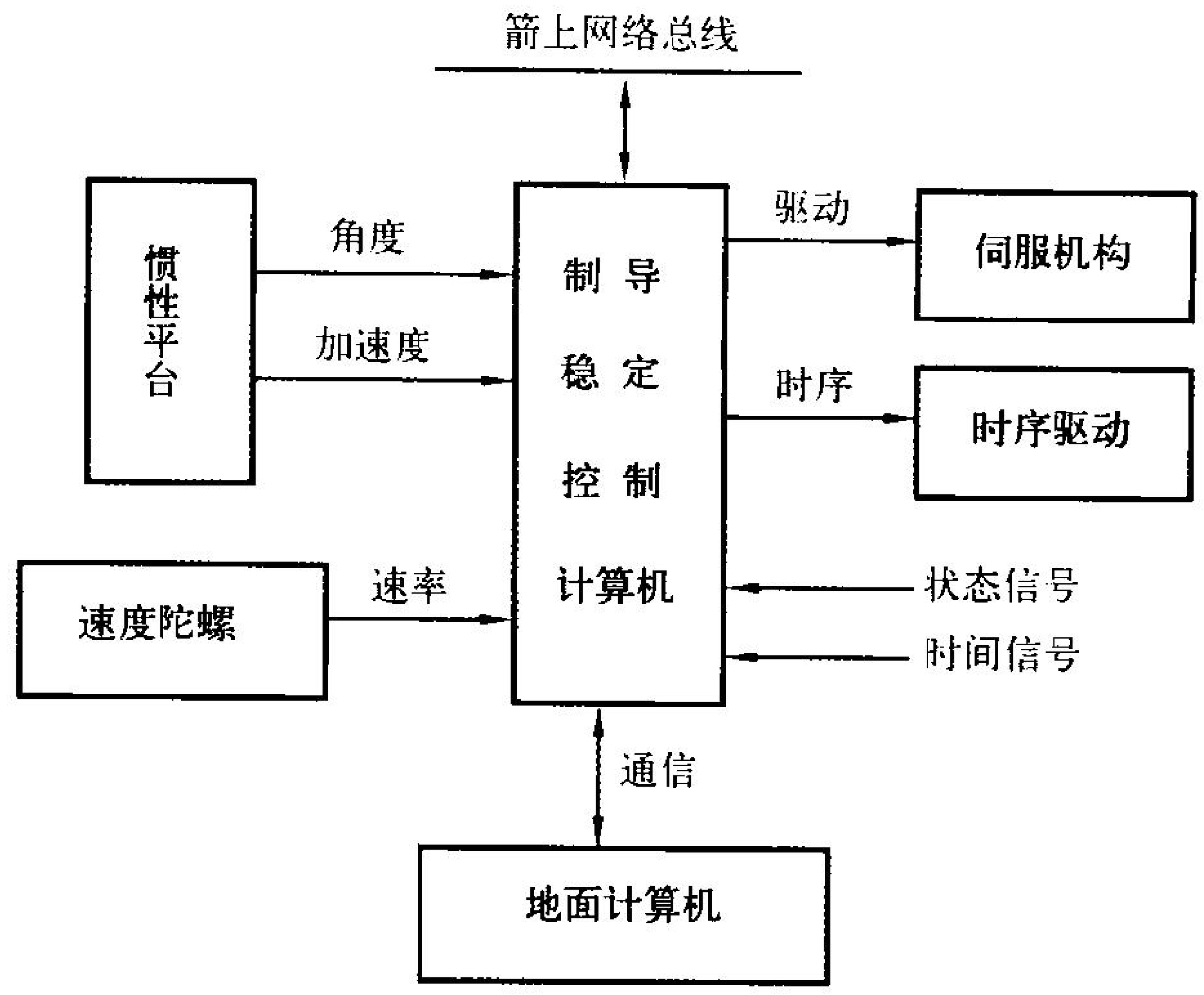
kongjianji youjigui shuzhi

空间级有机硅树脂　space-grade silicone resin　可用于卫星、飞船等空间飞行器的有机硅树脂。除具有常规有机硅树脂的基本性能外，它还必须满足空间环境要求：(1) 高真空和高低温交变；(2) 高辐照，包括紫外线照射和带电粒子辐射；(3) 粒子冲刷侵蚀；(4) 在高真空环境下($<10^{-4}$ Pa)具有低的挥发成分含量，在125 ℃，24 h条件下，热真空失重(TML) $\leqslant$ 1%；可凝挥发物(CVVM) $\leqslant$ 0.1%。有机硅树脂具有优异的耐高低温、耐紫外线、耐辐射、绝缘、透光率高等性能，广泛应用于航空航天及电子等领域，是空间使用的最理想材料之一。卫星等航天器在外层空间运行时，所处的环境真空度甚高，而且温度在很大范围内发生周期性变化。这些因素都对硅树脂的性能产生影响，尤其是挥发物质的逸出造成对太阳能电池和光学仪器的污染，降低了它们的使用效率，缩短卫星的使用寿命，因此必须尽量降低有机硅树脂的TML和CVVM含量。经验表明，将硅树脂在有机溶剂中反复萃取或在高度真空中长时间加热至无小分子脱出，一般可满足上述需要。目前，宇宙飞船和卫星上的密封、烧蚀材料、热控涂层、胶粘剂等许多材料均采用空间级有机硅树脂制备。

（撰写：赵云峰　审订：巫世杰）

kongjian jisuanji

空间计算机　space computer　装载在运载火箭、导弹、卫星、飞船等载人航天器、深空探测器等载体上的计算机。空间计算机是一种专门应用于航天和导弹武器领域的专用的嵌入式计算机，一般对计算机的运算速度、容量、体积、质量、功耗、可靠性都有特别的限定要求，使用环境比较苛刻，应用在不同领域有着不同的要求。例如，卫星要求计算机具有一定的抗辐射能力，能在极热极冷的真空环境下长期可靠工作；战略武器中的计算机要求具有一定核突防能力；末制导计算机要求具有几十亿次的计算能力；小型导弹要求非常小型化的计算机体积等。针对不同应用领域的空间计算机在设计上都要采用不同的设计方案。例如，深空探测用空间计算机为了满足长寿命、高可靠要求，必须采用多机级联式可重新组态模式技术；用于精确打击的导弹末制导地图匹配计算机，必须具备几十亿次高速运算能力；运载火箭中制导和稳定控制计算机，必须具有如图所示的对惯性测量敏感器件、时序驱动、伺服机构、地面计算机和网络总线等设备相关的多样性接口。



空间计算机

（撰写：于伦正　审订：蒋轩祥）

kongjian jishu

空间技术　space technology　见航天技术。

kongjian jingti shengzhang

空间晶体生长　space crystal growth　利用微重力物理效应，使用专用设备和技术在空间制备无缺陷的、高质量的、具有独特性能的单晶体、多晶体和半导体材料的过程。熔体生长法是最常用的晶体生长方法。在空间环境下，利用可控功率移动、梯度凝固和区域熔炼结晶等技术。降低了晶体结构缺陷的数量，使宏观与微观化学均匀性得到改善。另外，使用加籽晶的液滴凝固和浮区结晶等无容器结晶的方法也可以制备性能优异的晶体。对于某些类型的材料，溶液晶体生长是获得单晶体的唯一方法，与熔体生长法相比，它需要的温度较低，但是受重力的影响较大。在空间微重力条件下，生长晶体的完整性比地面的好。另外，溶液的pH值不仅影响溶液中所有离子的平衡，还影响生长单晶的数量。气相生长法是用升华、化学气相输运等过程来生长晶体的方法。实验表明，在空间微重力条件下，容易形成晶核，这是地面实验中难以实现的。在空间生长的晶体的结构具有较高的完整性，使空穴和电子的迁移均有所提高，而且获得了较长的空穴寿命，其电学参量的均匀性也高得多。因此，微重力提供了制备电子材料的理想条件。

（撰写：战再吉　审订：孙力玲　王文魁）

kongjian kuidian xiangkongzhen tianxian

空间馈电相控阵天线　phased array of the space optical feed　又称光学馈电相控阵天线。由天线阵面和馈源组件组成的相控阵天线。馈源安装在焦点位置。通过波控计算机对天线阵面单元实现波束扫描。空间馈电就是阵面上的天线单元的能量分布由馈源通过空间辐射进行分配。该阵面结构只有天线单元和移相器组件。它分透过式和反射式两种：透过式是能量通过接收单元接收，经移相器后由辐射元辐射到空间；反射式是收集单元与辐射单元合一，能量通过天线单元接收，经终端短路的互易移相器反射后再由天线单元辐射到空间。天线单元(或组件)通过支承面板和壳体精确地固定在一起，构成一个高精度、高刚性的阵面结构。阵面内还有波控布线、温度检测和通风等设备。其优点是阵面结构简单，成本低；缺

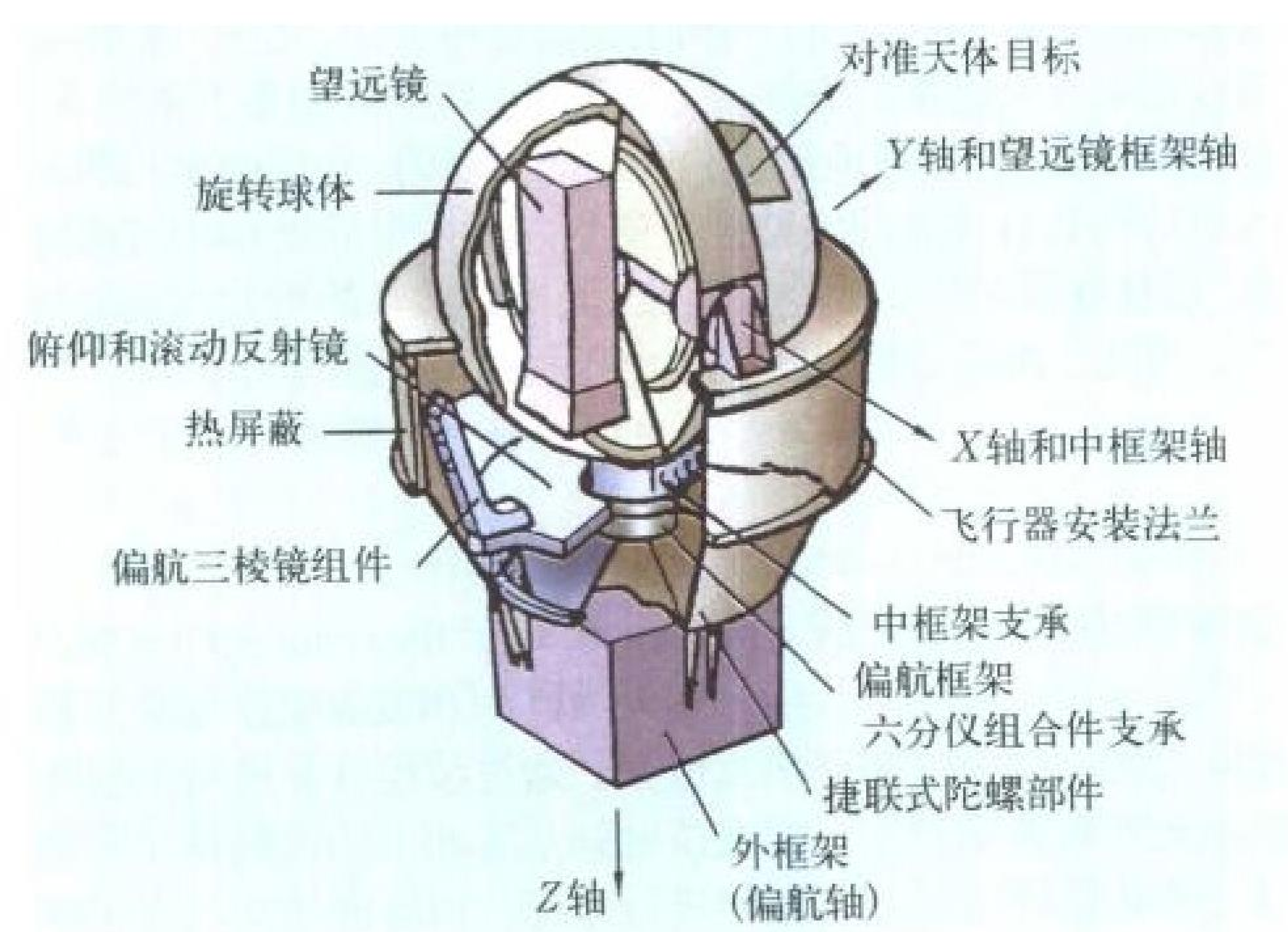
点是纵向尺寸(厚度)比较大。现已有多种相控阵采用这种阵面结构。 (撰写：张金海 审订：匡勇)

kongjian lenghei huanjing

空间冷黑环境 space cold and black environment 在航天器表面，若不计太阳和附近行星对它的辐射，从别的星球、银河系和宇宙射线辐射来的总能量约为10^{-5} W/m^2，相当于一个温度为3～4 K黑体所发射出的能量，被称为空间的"冷"。由于航天器的尺寸相对于它到行星和其它星球的距离非常小，在外层空间真空环境下，空间几乎吸收了从航天器表面发射的所有热辐射与气体分子，没有二次反射，就像一个理想的黑体，被称为空间的"黑"。空间的这一环境称为冷黑环境。 (撰写：郅定忠 审订：黄本诚)

kongjian liufenyi

空间六分仪 space sextant 装在航天器上用来测量两个远方目标(如月球或地球的边缘以及可观测的恒星)之间夹角的、自主确定航天器三维轨道位置和速度以及三轴姿态角的光学仪器。典型的空间六分仪由两个卡塞格伦望远镜、一个测角装置、两个正交的光学姿态基准(一个代表俯仰和滚动基准，另一个代表偏航基准)、一个捷联式速率陀螺组件和有关计算装置组成。两个望远镜和测角装置安装在三轴框架的内框上，三轴框架可以连续旋转360°，中、外框架通过伺服控制系统使两个望远镜扫描、捕获和跟踪所要测量的天体目标，测量两颗天体目标与两个正交光学基准面之间的夹角，经数据处理即可确定航天器的三维轨道位置和三轴姿态。在整个飞行任务中，恒星不可能连续处于空间六分仪的视场中，因此六分仪中装有一套捷联式速率陀螺，以提供任意时刻的三轴姿态信息，补充星光测量的不足，同时定期校正光学姿态基准面。空间六分仪的导航定位精度约250 m (1σ)，速度确定精度为0.03～0.003 m/s，视航天器轨道高度而定。轨道越高，导航误差越大。三轴姿态确定的最高精度为0.4" (1σ)，姿态收敛时间约10 min。空间六分仪用于航天器自主轨道和姿态确定，具有质量轻、体积小、功耗低、可靠性高等优点。



空间六分仪

(撰写：潘科炎 审订：王长龙)

kongjian mubiao

空间目标 space target 太空中对己方具有军事威胁或潜在威胁的空间物体。目前主要是指敌方或潜在敌方部署在地球轨道上的所有军用卫星和军民两用卫星。空间物体包括各种人造地球卫星、载人航天器、空间碎片、微流星等，其数量特别庞大。对空间物体进行探测、编目、识别，鉴别出空间目标并进行跟踪、监视甚至描述其特性，是避开敌方侦察卫星，保护己方卫星和对敌方卫星实施攻击或干扰等空间攻防对抗的基础，具有至关重要的意义。美国和前苏联／俄罗斯等军事航天大国先后从20世纪50年代末开始建立了庞大复杂的空间目标地面监视系统，如美国的"空间探测与跟踪系统"(SPADATS)拥有遍布全球的雷达网和光电网。今后还将建立天基空间目标监视网，或在航天器上搭载空间目标探测器，从地球轨道上直接跟踪监视空间目标。 (撰写：陈有荣 审订：龚念曾)

kongjian mubiao fushe texing

空间目标辐射特性 space target radiation characteristics 地球大气层外辐射源特性的统称。所指的空间目标主要有太阳系的行星、小行星和彗星，银河系星体，银河系外星体(不考虑人造航天器)。目前，对这些空间辐射体在光学和红外波段内的观测波长上限已达到40 μm。描述空间物体的辐射特性常用两个量：视在温度和色温。前者是测量辐射亮度的一种替代手段，定义为处于接收孔径处产生的输出信号与自然扩展源相等的黑体温度。如果自然源的光谱分布与黑体的不同，则用窄带辐射测量方法得出的视在温度将与波长有关。色温定义为在所研究的光谱带内，接收器孔径处的光谱照度与源的光谱辐射率在光谱上相吻合的黑体温度。显然，这两个定义都把空间物体的辐射特性理想化为黑体。描述天体亮度还有一个常用参数称为星等，它是按星体在可见光波段内的光照度分等级制定的。0星等的光照度为2.089×10^{-6} lm/m^2。两个星体的可见光照度E_v与它们的星等m的关系可按下式计算

$$\lg\frac{E_v(1)}{E_v(2)}=0.4\,(m_2-m_1)$$

上式表明，目视星等差2.5的两个星体，光照度比为10倍。几种熟知的天体的辐射参数如下：(1) 色温，太阳及其行星5900 K，织女星11200 K；(2) 目视星等，木星 −2.25，织女星0.14。空间目标辐射特性的研究是天文导航和星际航行的重要课题。 (撰写：陈光余 审订：孙再龙)

kongjian shenjing kexue

空间神经科学 space neuroscience 研究空间特殊环境对生命体神经系统，特别是对人体感觉—运动能力及脑高级活动能力的影响的学科。长期适应于地球表面重力的人体，航天失重环境会对神经系统产生一定影响。飞行初期体液头向转移，脑循环发生改变；主要视觉功能下降5%～30%；前庭系统传入改变，与姿势维持有关的肌肉张力改变而引起的本体感受器的传入变化，使中枢原有的感觉—运动模式产生不适应，发生紊乱；昼夜节律的改变影响睡眠质量。以上这些因素使人体神经系统的感知、认知和行为能力发生一定改变，如注意力不集中、学习记忆能力减弱、睡眠质量下降、运动协调功能不良、空间定向和平衡控制出现困难，甚至出现恶心、呕吐等空间运动病症状。但航天员经过数天能逐步适应空间失重状态。随着新的感觉—运动模式的形成，空间定向障碍和空间运动病症状逐渐减弱或消退，视觉功能恢复如常；通过调整作息制度，睡眠质量得到保证；经过训练和适应，精细运动和行为能力达到飞行前水平。中长期飞行对神经系统的作用尚不明确，注意力、学习记忆等脑高级功能似乎未受

到显著影响。（撰写：蒋昌林　审订：魏金河）

kongjian shenjing shengwuxue

空间神经生物学 space neurobiology 研究宇宙空间环境条件下神经功能及其演化的学科，是空间生命科学的一个分支。地球生物都生存和活动于地球表面环境，在重力场的作用下，对重力作用产生积极反应是生物体的显著特征，这就导致生物体能量代谢增强和特殊神经控制功能的不断发展。在空间失重条件下，与重力有关的机能系统受到显著影响，出现失调现象。空间神经生物学研究的领域有：(1) 空间环境，特别是失重环境引起神经功能变化，表现为感觉、运动和定向的变化，神经行为变化和神经化学变化；(2) 失重条件下的神经功能变化，反映了在地球重力场中经过长期演化的神经功能对空间新环境的一种重新适应过程，当这种适应过程发生困难时，就会出现一系列不适应症状；(3) 失重和宇宙辐射对神经元损伤的复合效应；(4) 关于地外文明的研究是空间神经生物学研究的最大理论课题之一。任何天体上如果有高级智慧生物存在，都必须具有高度发达的神经功能和大脑。考察地球上大脑演化的规律，可以对地外天体上大脑演化的可能性作出某些理论上的推测。

（撰写：梅磊　战再吉　审订：孙力玲　王文魁）

kongjian shengchan

空间生产 space production 见空间制造。

kongjian shengming kexue

空间生命科学 space life-science 研究宇宙空间特殊环境因素（如真空、高温、低温、失重和宇宙辐射等）作用下的生命现象及其规律的学科。广义地说，它包括空间生物学、空间生理学和空间生物工程学等，属于空间科学和生命科学的边缘学科，也是空间科学领域内最新形成的一个分支。空间环境生物学主要研究宇宙空间环境因素，如失重、宇宙辐射、真空、高温（或低温）等对生命过程的影响。空间重力生物学主要研究空间失重因素对生物的影响。重力因素主要影响较高水平的机体功能、较复杂的器官和系统以及整体活动。随着行星际探测器的成功发射，地外生物学的研究也从理论推测进入探测阶段。目前除地球外，太阳系的各天体还没有发现有生命的迹象。空间生命科学作为一门学科，在空间环境因素的生物效应方面，已经进行了多方面的实验研究，取得了丰富的实验资料，使人类开始认识到重力场等因素对生命演化和生理活动的意义，并且利用这些知识保证了载人航天的成功，显示了这一新兴学科的生命力。

（撰写：陈信　战再吉　审订：孙力玲　王文魁）

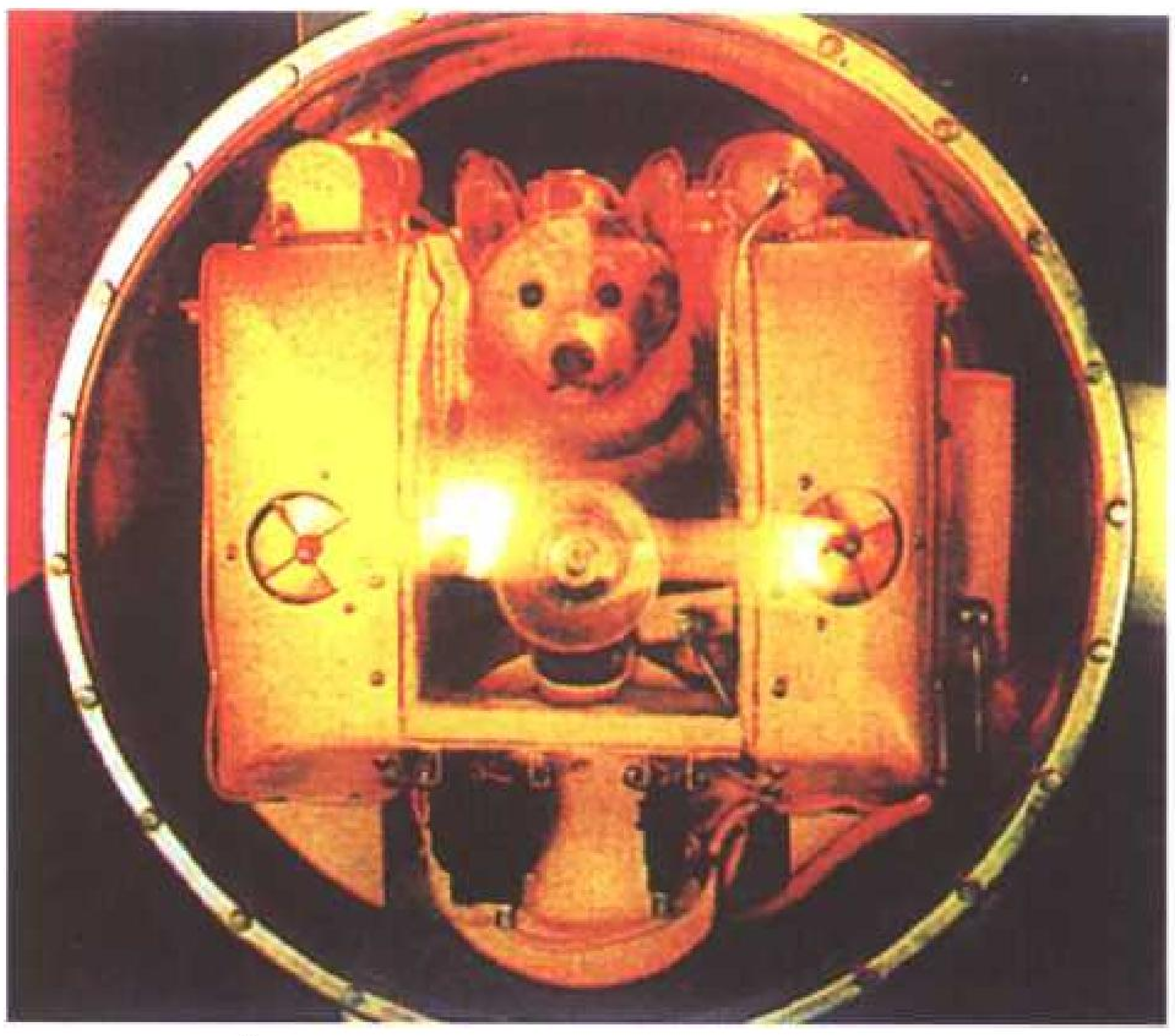
kongjian shengwu jishu

空间生物技术 space biotechnology 利用空间特殊环境条件研究并改进现代生物工程的一些重要技术。空间的微重力环境对流体系统的对流、扩散、沉降等过程有明显影响。利用空间微重力环境，能有效改进生物大分子蛋白质结晶过程，获得高质量蛋白质晶体分子；研究如何获得巨大的生物分子复合物、结构蛋白晶体、生物自组装材料等，制取在医学上有重要意义的生物大分子。在微重力或地面模拟微重力（转壁细胞反应器）条件下，还可将在正常重力环境中只能二维生长的哺乳动物细胞培养成三维生长且分化成具有功能的组织，可望为伤病者提供移植组织的来源。此外，还可利用微重力环境改进生物工程产品的分离、纯化过程，这一系统研究工作的成果在医药上有着广阔的应用前景。

（撰写：梅曼彤　审订：孙力玲　王文魁）

kongjian shengwuxue shiyan

空间生物学实验 space biological experiment 研究生物进



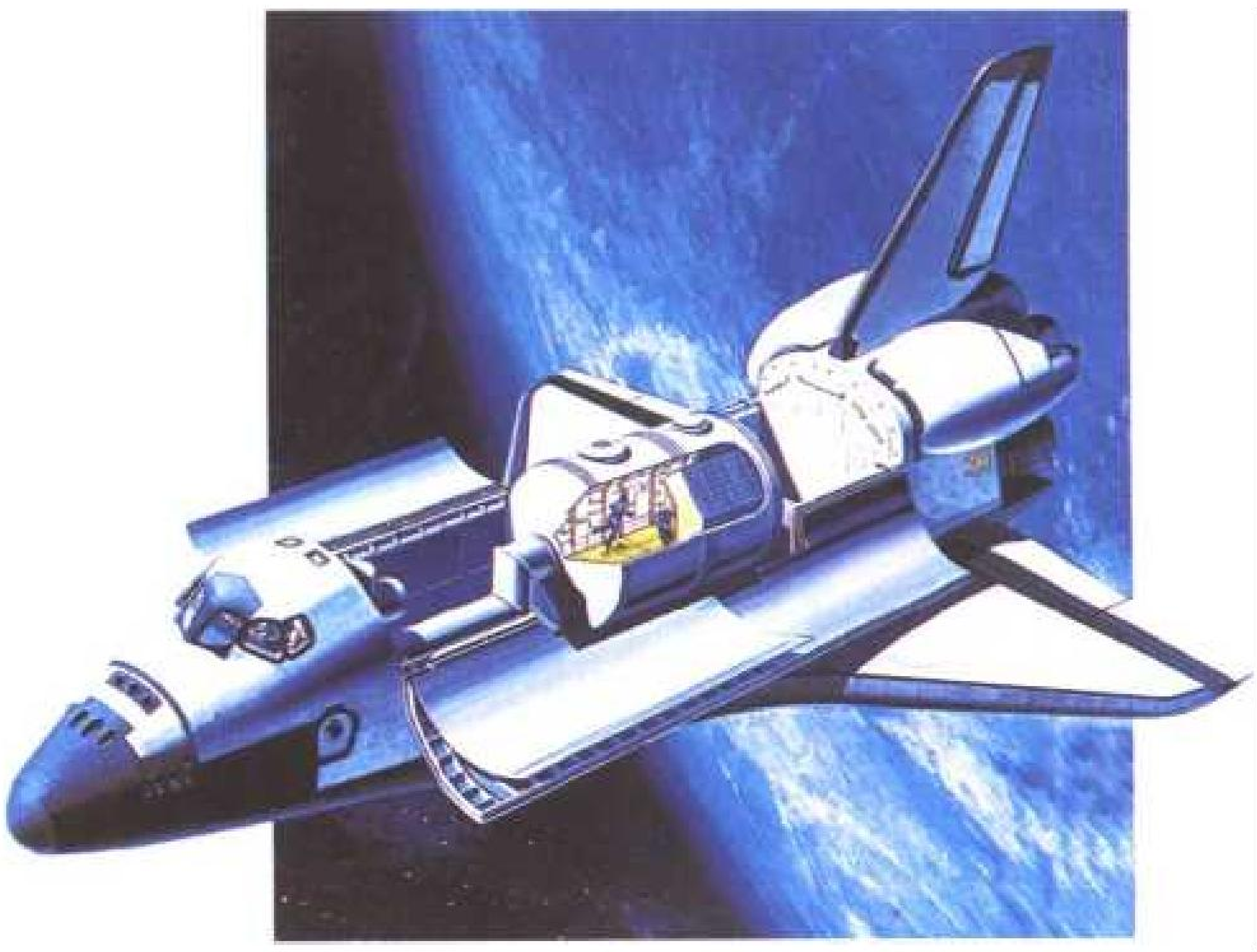
等待进行第一次轨道飞行的小狗“莱伊卡”

入宇宙空间后，重力因素（主要是失重）对生物影响的实验。研究的内容有植物生长的变化、生物遗传变化、代谢变化、动物各系统，如心血管、血液和淋巴、肌肉和骨骼、内分泌、前庭、行为等的生理和病理变化。研究对象包括细胞、去氧核糖核酸、细菌、高、低等植物、小球藻、鱼和青蛙以及它们的卵、阿米巴菌、甲虫、寄生蜂、果蝇、乌龟、小白鼠、大白鼠、荷兰猪、狗、灵长目动物和人。

（撰写：庄祥昌　战再吉　审订：孙力玲　王文魁）

kongjian shiyan

空间实验 space experiment 借助空间的微重力、高真空和超洁净环境条件，在航天器上（包括卫星搭载、航天飞机搭载、空间实验室等）使用专门设备进行的科学研究实验。实验的内容涉及到流体科学、材料科学和生物技术等方面，目的在于揭



航天员在航天飞机携带的“空间实验室”中做实验

K

示微重力条件下，由于消除了重力产生的沉降、浮力、对流、静压梯度、以及在地面上被掩盖的流体的次级作用的影响，而使与流体有关联的工艺过程产生与地面环境不同的结果的机理。目前在这一方面已经取得了显著进展和成果。

（撰写：战再吉　审订：孙力玲　王文魁）

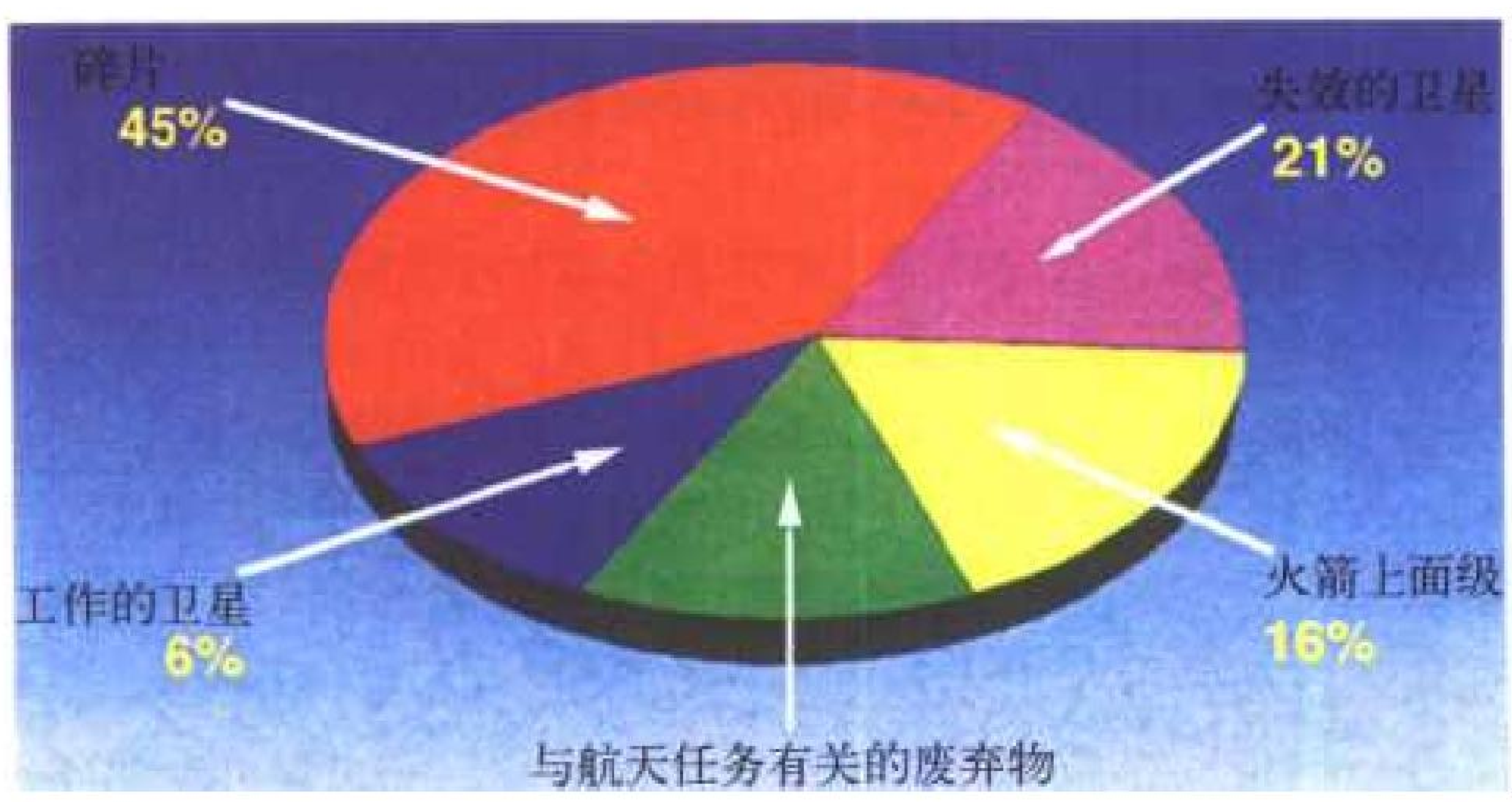
kongjian shuidai

空间睡袋　space sleeping-bag　航天员在载人航天器内睡眠时使用的卧具，起床铺和被褥的作用。睡袋设备有进出口拉链、头部露出口、手臂伸出口、足部通风口和周边固定襻等。由于航天员与睡袋均处于失重状态，使用时需用带子将睡袋拴牢在舱壁的固定点上。睡袋的质量一般不大于3.0 kg，隔热值不小于2.6 clo，宽度不小于70 cm，长度满足航天员的身长要求。

（撰写：陈景山　审订：魏金河）

kongjian suipian

空间碎片　space debris　又称空间垃圾。外层空间中废弃的人造物体。包括工作寿命结束的航天器、废弃的运载火箭末级、航天发射运行过程中的抛弃物，以及人造物体碎裂产生的碎片。截至1997年底，记录在册的、尚在太空运行的、尺寸大于10 cm的空间碎片共约8500个；尺寸在1～10 cm之间的约30多万个。地球静止轨道上的空间碎片登记在册的已超过200个。空间碎片相对于航天器以每秒几千米至十几千米的高速运动，一旦发生碰撞就会对航天器造成严重损伤。但目前碰撞的概率还很低，一颗截面积为10 m²的卫星，在近地轨道上运行1年受空间碎片碰撞的概率是10^{-3}。不过实际危险确实存在。1996年7月，法国的一颗卫星的重力梯度杆被空间碎片撞断。国际航天界一直在寻求技术上可行、经济上能承受的空间碎片缓减措施。其中，已经采取和将采取的缓减措施有：将工作完毕的运载火箭末级中的剩余推进剂排空等消能措施；对于停止工作的卫星，静止卫星推至离地球静止轨道300 km，低轨卫星则转移到运行寿命不大于25年的弃置轨道等。

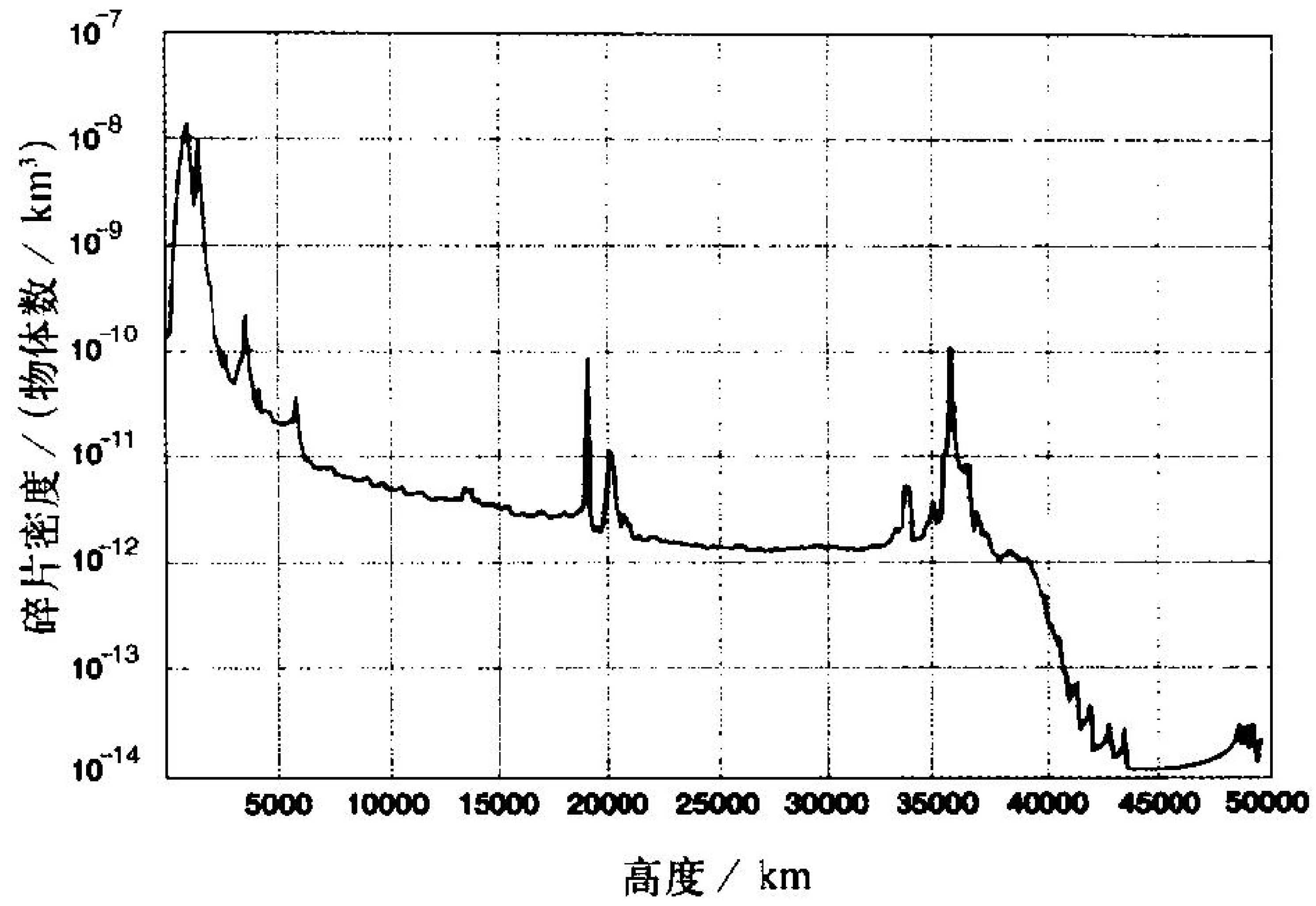


8500个空间人造物体的分类比例

（撰写：朱毅麟　审订：侯深渊）

kongjian suipian moshi

空间碎片模式　space debris model　根据飞行体的轨道运动理论，综合碎片的探测数据得出的描述轨道碎片空间分布的计算模式。用模式可以计算碎片的分布状况，预报碎片的寿命，预测碎片与航天器碰撞的概率以及其他一些有关参数。碎片模式包括碎片分布模式和演化模式两类。分布模式也叫工程模式或参考模式，是广泛收集空间物体的轨道根数和其他特征的信息，经过一定的计算方法转换为可供工程设计应用的参数，如通量、碰撞速度、仪器探测率等，从而为工程技术人员提供他们感兴趣的轨道碎片分布情况。这种模式也可以帮助设计人员确定碎片对航天器的威胁。演化模式用于预测碎片数量的未来增长。分布模式的输出常常是演化模式的输入。最早用于估计未来碎片环境的模式建立在分布特征模式基础之上，并综合了爆炸式和大气阻力模式，以预报20世纪80年代及其后的碎片环境。这些相对简单的模式预报了90年代的碎片环境（与今天的探测结果相近）。目前，更加复杂的碎片的模式被用于估计未来碎片的增长和预报未来可能的轨道碎片分布状态。目前普遍使用的是ENVOLVE模式和CHAIN模式。这些模式不仅考虑了目前的空间碎片的数量分布，也考虑了新碎片的不同来源，因此不仅可以预测未来碎片自然发展的分布状况，也可以用来预测经过采取不同缓减措施后若干年的碎片分布情况，用于评估缓减措施的效果。由于发射规模和缓减措施的不同，演化模式的算法也会种类繁多，对演化模式的研究和开发是今后碎片模式研究的重点。

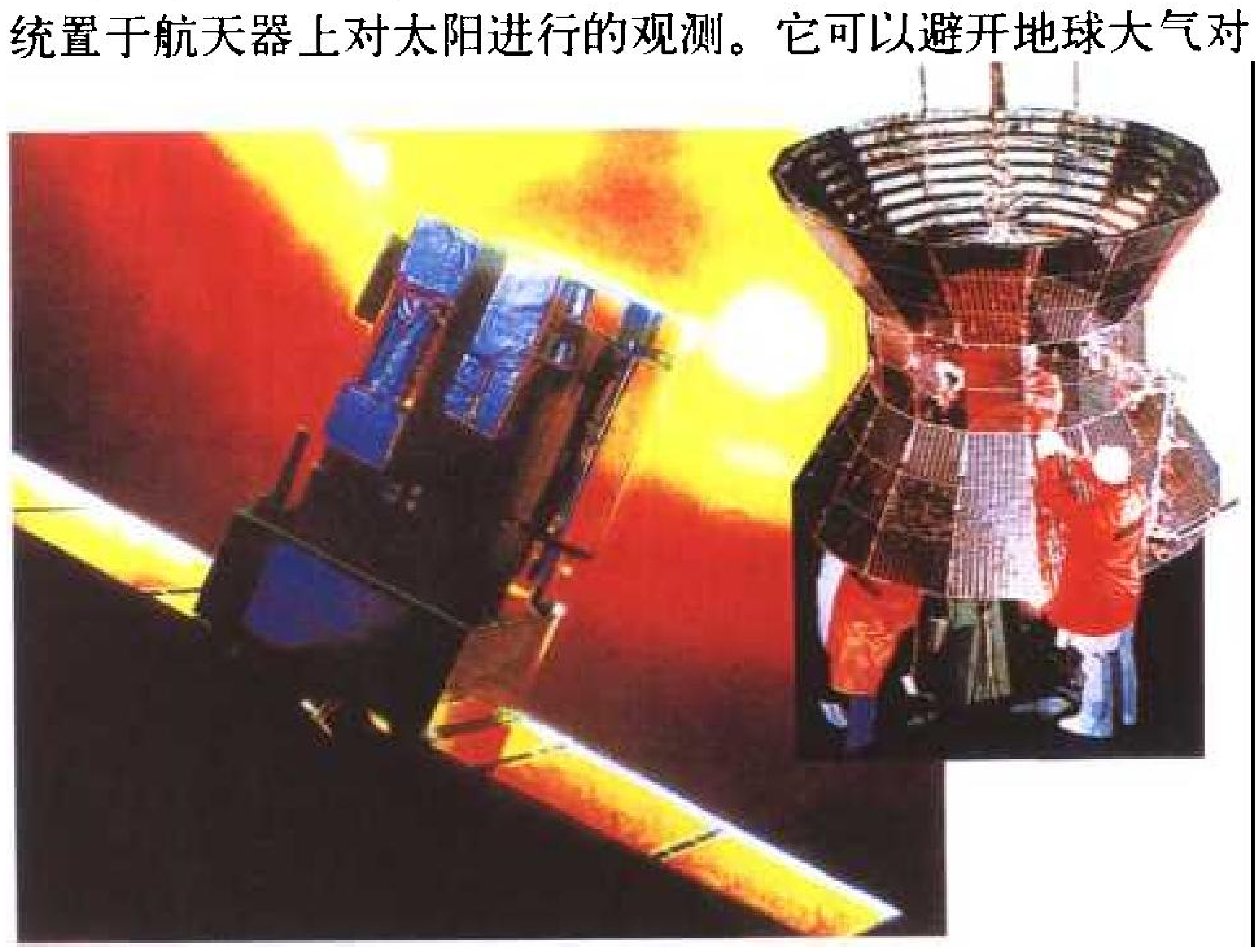


空间碎片随高度的分布

（撰写：刘静　审订：都亨）

kongjian taiyang guance

空间太阳观测　spacecraft observations on the sun　将观测系统置于航天器上对太阳进行的观测。它可以避开地球大气对太阳观测的影响，从而能够扩大观测的波段，提高观测精度，更真切地认识太阳，更好地实现对太阳活动的监测。已进行空间太阳观测的航天器主要有“太阳辐射监测”卫星系列、“轨道太阳天文台”系列、“天空实验室”、“太阳峰年卫星”、“火鸟”卫星、“阳光”卫星和“太阳和日光层观测台”等。它



“太阳和日光层观测台”卫星

们是构成太空监测网的必不可少的系统，也是实现空间环境监测预报的必不可少的对日监测设置。

(撰写：古士芬 审订：都 亨)

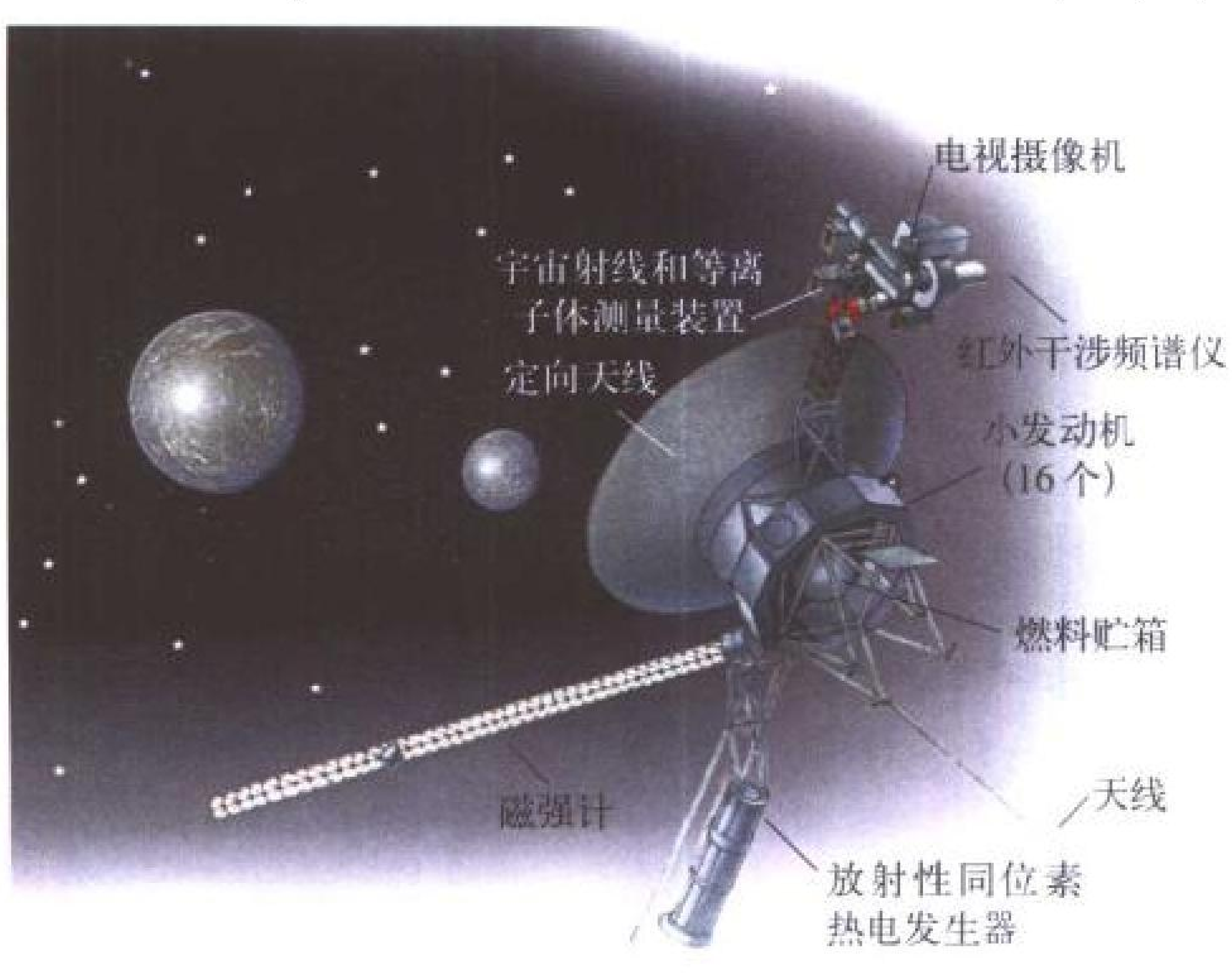
kongjian tance

空间探测 space exploration 为研究外层空间(含天体)的物理现象和过程以及化学组成而进行的探测。空间探测包括空间物理探测、月球探测、行星探测和行星际探测等。空间物理探测是为研究地球稠密大气层外的空间物理现象和过程而进行的探测。空间物理探测及其结果是空间物理学研究的主要手段和依据。火箭和人造地球卫星的出现使人类能把各种仪器送入空间进行直接探测，使空间物理迅速发展成为一门独立的学科。为探测空间物理环境，美国、前苏联／俄罗斯和中国等国都发射了空间物理探测卫星。月球探测是指人类以发射月球探测器和载人登月飞船的方式对月球进行探测。月球探测的主要方式有：(1)从月球近旁飞过或在其表面硬着陆，利用这个过程的短暂时间探测月球周围环境和拍摄月球照片；(2)以月球卫星的方式获取月球的信息；(3)在月球表面软着陆，拍摄局部地区的高分辨率照片和进行月面土壤分析；(4)载人或不载人航天器软着陆后取得样品并带回地球，以进行实验室分析。人类已发射的月球探测器和载人登月飞船共计约60多个。行星探测和行星际探测是指人类通过发射行星和行星际探测器对其他行星及其周围空间进行探测。人类已发射的行星和行星际探测器共计约60多个。 (撰写：李颐黎 审订：李大耀)

kongjian tanceqi

空间探测器 space probe 又称深空探测器或宇宙探测器。对月球和月球以远的天体和空间进行探测的无人航天器。空间探测器包括月球探测器、行星和行星际探测器。空间探测器是进行深空探测的主要工具，探测的目的是：了解太阳系的起源、演变和现状；通过对太阳系内各行星的比较研究进一步认识地球环境的形成和演变；探索生命的起源和演变。空间探测已成为人类继发展应用卫星、载人航天技术后的第三大航天技术领域。从1959年1月前苏联发射的第一个月球探测器——“月球”1号，至1998年1月美国“月球勘探者”的发射成功，全世界已成功发射了52颗无人月球探测器。从20世纪60年代开始至今，美国和前苏联发射了120多颗空间探测器(含月球探测器)，分别探测了金星、火星、水星、木星和土星，以及行星际空间和彗星。空间探测器是在人造地球卫星技术基础上发展起来的，但在技术上有一些显著特点。空间探测器特别是行星和行星际探测器一般要在空间进行长时间飞行，无线电信号传输时间长，地面不能进行实时遥控，因而要求探测器具备自主导航能力。向太阳系外侧行星飞行远离太阳时，探测器的电源系统不能采用太阳电池阵，需要使用核能源系统。有的还要采用抵御更严酷空间辐射环境的特殊防护结构、月球及行星表面着陆和漫游技术等。

(撰写：卢 波 审订：朱毅麟)



“旅行者”2号空间探测器

kongjian tanceqi guidao

空间探测器轨道 orbit of space probe 空间探测器为进行空间探测而选用的各种轨道。主要包括：(1)地心轨道。是围绕地球的轨道。只要它的远地点超出磁层，探测器就能进行空间探测。采用这种轨道的典型的探测器是美国的“行星际监测平台”系列，类似的还有绕其他行星及其卫星运行的轨道。(2)日心轨道。利用围绕太阳运行的飞行器来探测空间是十分理想的，采用这种轨道的飞行器主要有美国和德国的“太阳神”系列等。它们的近日点大约为0.3天文单位，远日点大约为1天文单位，使探测器有可能在较大的范围内研究不同距离上太阳风的特征及其传播过程。探测器绕太阳的周期约为地球的一半，因而它有一半时间和地球位于太阳的同一侧，另一半时间和地球位于太阳的两侧，这对于了解太阳风在两个经度上的差异是十分有利的。“尤利西斯”探测器进入了相对于黄道面的高倾角轨道，对高黄纬区域进行了探测。(3)平衡点轨道。在日地连线上有一个太阳和地球引力相等的平衡点，它离地球约1.5×10^6 km，探测器可以在通过一点和日地连线相垂直的平面上沿椭圆轨道运动。这对于定点监视行星际的物理状态是十分理想的位置。而且该点在地球的上游，太阳风或行星际磁场的扰动先到达这点，再经过约1 h才能到达地球。它离地球的距离足够远，可以忽略地球的影响，在技术上也易于实现。(4)飞离太阳系的轨道。

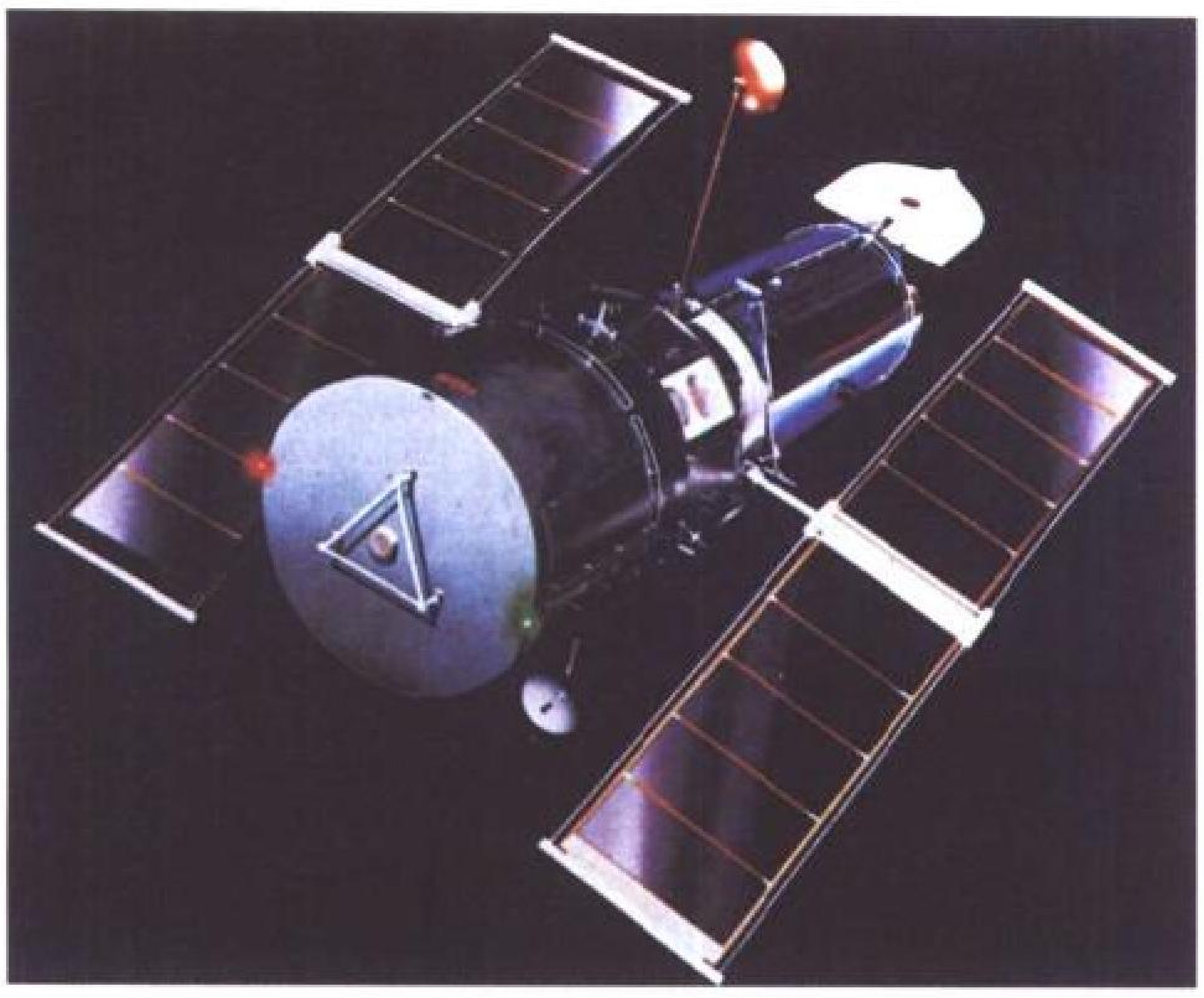
(撰写：古士芬 审订：都 亨)

kongjian tianqi

空间天气 space weather 影响地球上及近地空间技术系统运行和人类活动与健康的空间因素状态及其变化。包括太阳风、地球磁层、电离层和中高层大气等的状态和变化。太阳爆发活动常输出巨大的能量和多量的物质，如X射线、高能带电粒子等离子体等，形成强太阳风甚至太阳风暴。它们常常使20～30 km以上的中高层大气、电离层、粒子辐射和电磁辐射等空间环境发生急剧的变化，从而给人类的航天、通信、导航定位、供电、物探以及军事活动等造成严重危害。研究空间天气的科学目标是了解其变化规律；应用目标是为人类航天、通信等活动提供预报服务、损伤与效应分析以及系统设计参数等；其基本问题包括空间天气的监测、研究、预报、服务与技术支撑系统5个方面。它是多种基础科学和技术科学的交叉与综合，并作为世界范围的一个科技热点正在兴起。 (撰写：魏奉思 审订：李双庆)

kongjian tianwenxue

空间天文学 space astronomy 利用空间飞行器携带有关的天文测量仪器，在高层大气和大气层外的空间进行天文观测和研究的一门学科。依据观测波段，空间天文学分成亚毫米波天文、红外天文、紫外天文、X射线天文和γ射线天文等



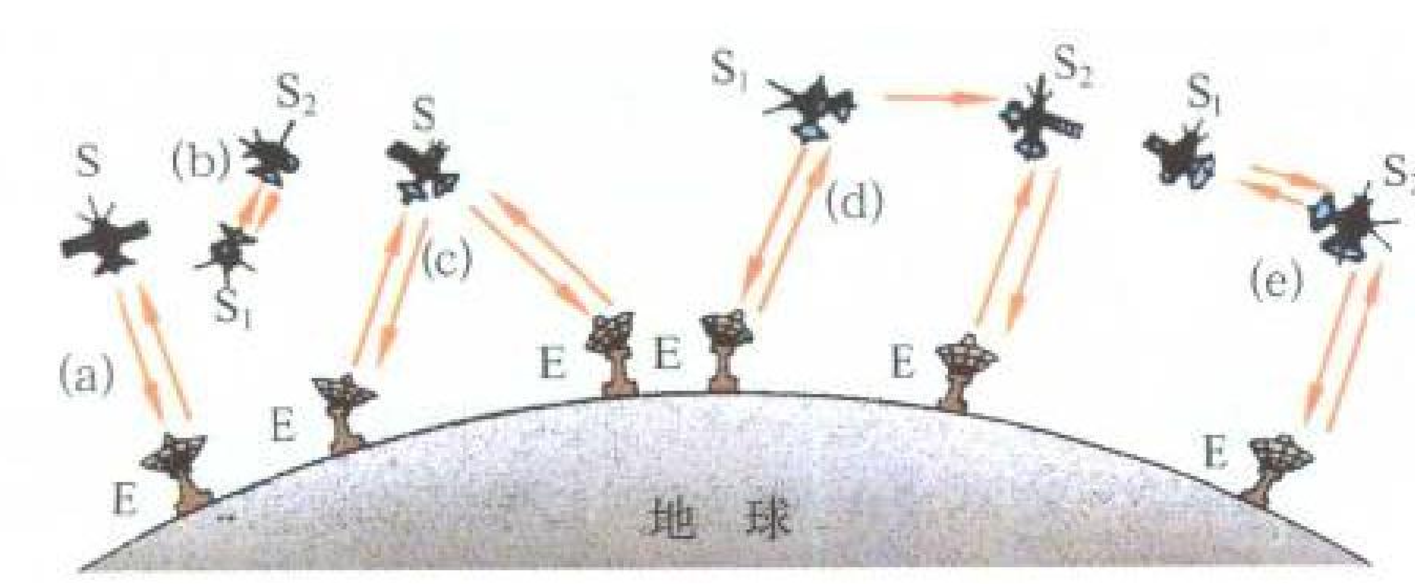
“哈勃”太空望远镜

多种分支学科。空间天文观测有很多优越性：突破了地球大气的屏障，具有取得来自宇宙天体的整个电磁谱和粒子谱的可能性；消除了大气湍流造成的影响，大大提高了仪器成像的分辨率。空间天文观测广泛借助于探空火箭、人造卫星及其他航天器等多种途径，把天文观测的仪器送到空间。目前已取得了一系列重大发现，其中宇宙红外源、X和γ射线源、宇宙γ射线爆发、X射线类星体、X射线星系团、γ射线背景等的发现，在天文学上被认为具有划时代意义，从而使我们今天对行星际空间、太阳系行星、银河系、恒星的演化，对星系、类星体和星系际空间环境的了解都发生了深刻的变化。空间天文学为我们认识宇宙开辟了新渠道，其发展也为对空间环境的认识起到了重要作用。

（撰写：古士芬　审订：都亨）

kongjian tongxin

空间通信　space communication　宇宙空间物体之间或它们与地球站之间进行的信息传递。这些物体分为自然天体（太阳系的太阳、各大行星、月球以及太阳系以外的各种自然天体等）和人造天体（各种人造地球卫星、载人飞船等航天器）。通过空间物体反射无线电波进行的信息传递称为无源通信，经由人造天体转发（接收、变频及变换处理、放大、发射）所进行的信息传递称为有源通信。后者是常用的方式。接收自然天体发射的无线电波的通信为单方向通信，属射电天文学的范畴。发展最快、应用最广的空间通信当属通过人造天体——通信卫星所进行的卫星通信。卫星通信的特点是频带宽，容量大，覆盖范围广，基本不受气候影响，可以进行话音、图像、数据等各种宽窄带信息传输和多媒体连接。卫星通信是信息时代重要的通信手段之一，已得到广泛应用，并具有广阔的发展前景。如图所示是航天器空间通信的基本形式：(a) 航天器 (S) 与地球站 (E) 之间的通信；(b) 航天器之间的通信；(c) 通过航天器实现的地球站之间的通信；(d) 通过多个航天器实现的地球站之间的通信；(e) 为 (a) 与 (b) 的结合。



航天器与地球站（或航天器）之间通信的基本形式

（撰写：邝振勋　审订：郝松辉）

kongjian waireliu

空间外热流　space heat flux　简称外热流。航天器在轨道运行时，到达其外表面上的各种空间辐射热源。对于近地球轨道，外热流主要来自太阳和地球。航天器受到相当于约6000 K黑体的太阳直接照射，受到地球反射太阳光（称为反照）的照射，也受到相当于约250 K黑体的地球热辐射，其中太阳的直接照射对航天器温度的影响最大。来自太阳的辐射很稳定。由于地球运行轨道为椭圆，随着地球与太阳距离的变化，到达地球的辐照度也相应变化。地球反照强度可用反射率表征，它是地球反射的太阳光强度与入射的太阳光强度之比。陆地、海洋、云层等使得地球不同区域的反射率变化很大。粗略估计，反射率约为30%左右。地球红外辐射强度与地球表面温度、大气温度、大气湿度、云层覆盖率等因素有关。由于航天器的姿态、轨道位置和太阳方位的变化，到达航天器表面的空间外热流是随时间变化的。航天器受到太阳的直接照射时温度升高，航天器进入地球阴影区时温度下降，造成航天器温度周期性波动。空间外热流是影响航天器热设计的重要因素。（撰写：文耀普　审订：郭舜）

kongjian weizhongli shiyan

空间微重力试验　space microgravity experiment　利用航天器内部的微重力环境条件进行的各类试验。空间微重力试验所涉及的学科主要是微重力材料科学、空间生物学和空间人体生命科学。微重力材料科学方面的试验包括：(1) 晶体生长，包括半导体单晶及其它晶体；(2) 金属加工，包括难混合金、非晶金属、偏晶合金、泡沫金属等；(3) 复合材料加工；(4) 玻璃和陶瓷加工；(5) 生物材料制备，包括蛋白质晶体生长和生物制品的提纯；(6) 其他，如核能材料和极圆球的制造；(7) 微重力流体力学研究；(8) 基本物理、化学现象的研究。

（撰写：李颐黎　审订：李大耀）

kongjian weizhongli wuli xiaoying

空间微重力物理效应　space physical effect under microgravity condition　泛指在空间微重力环境中不同于重力环境下的基本物理效应。空间微重力物理效应包括：(1) 液体和气体中由重力导致的自然对流基本消除，能量扩散、质量扩散成为主要过程；(2) 液体中浮力消失，由于物质密度不同引起的沉浮和分层现象也消失，物质的混合和悬浮可加控制；(3) 液体受表面张力束缚，浸润现象和毛细现象加剧；(4) 液体中不存在静压力等。利用微重力物理效应可以制备微观结构均匀的材料；制备无缺陷的、高质量的单晶、多晶体和半导体；利用无容器加工工艺可制成性能优异的金属玻璃、非晶态物质和亚稳态合金；利用微重力环境中液体形状主要由表面张力控制的特点，可制造椭圆度极小的滚珠等。因此，空间微重力环境是一种极具价值的资源。

（撰写：战再吉　审订：孙力玲　王文魁）

kongjian weixiu he weihu

空间维修和维护　repairing and maintaining spacecraft in orbit　在太空维修和维护航天器。它包括修理和更换航天器已发生

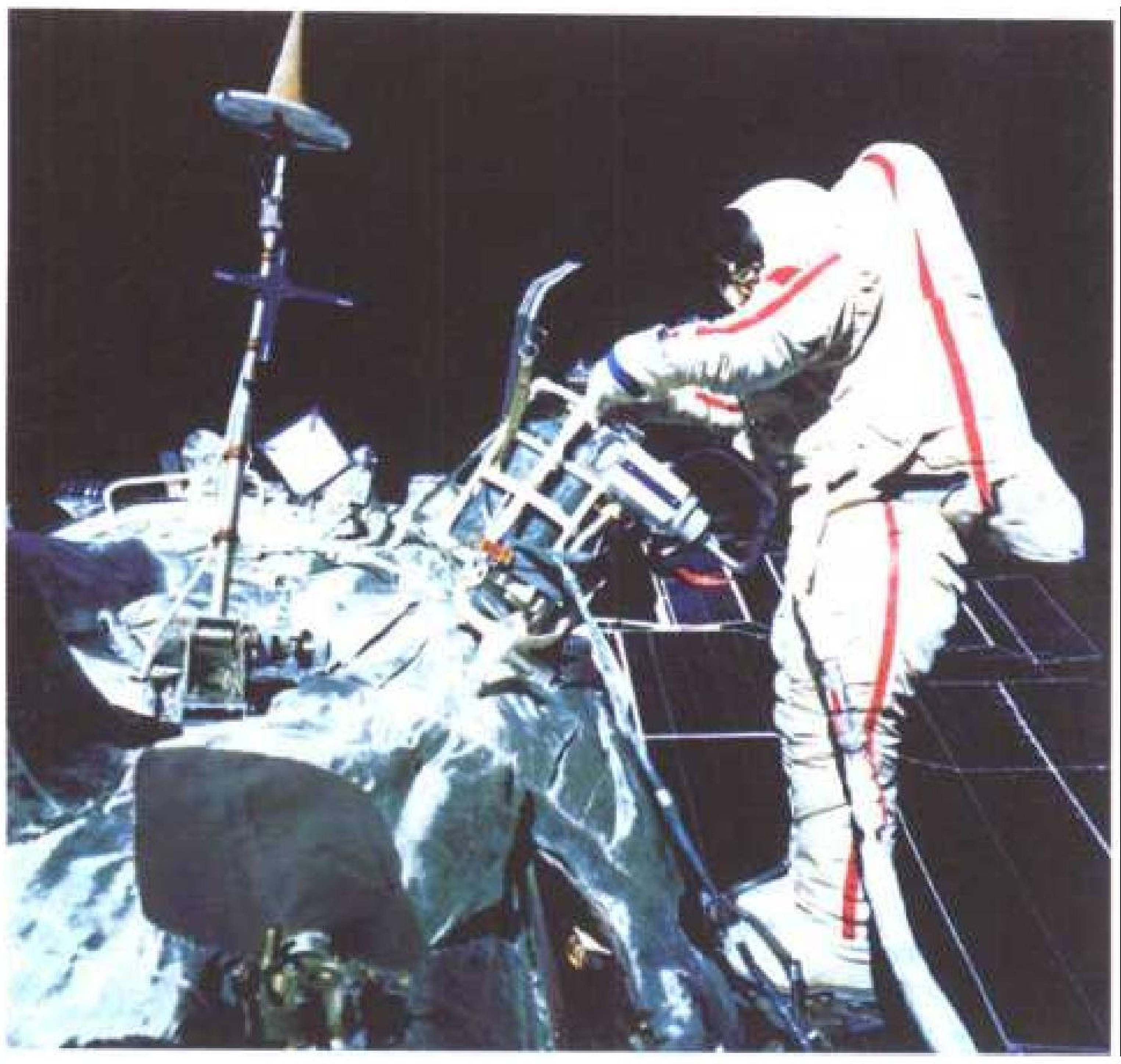


图1 俄罗斯航天员在太空维修航天器

故障的部件以及给航天器加注燃料等，目的是恢复航天器的功能，延长其使用寿命。以往在轨航天器的某些关键部件发生故障或燃料耗尽时只能让其报废。随着航天技术的发展，在轨道上维修航天器或给航天器加注燃料已逐步成为现实。迄今为止，空间维修都是由人在空间完成的。美国航天飞机上的航天员通过出舱活动，利用机械臂等工具已多次执行空间维修任务，如曾经3次维修"哈勃"太空望远镜。将来空间机器人也可以完成空间维修任务。美国军方已开始实施"轨道快车"计划，研制"自动空间运输器和遥控轨道器"，使之在卫星和轨道燃料存储站（如空间站）之间穿梭飞行，为卫星补充燃料和更换设备等，2010年后将部署实用系统。空间维修对航天器

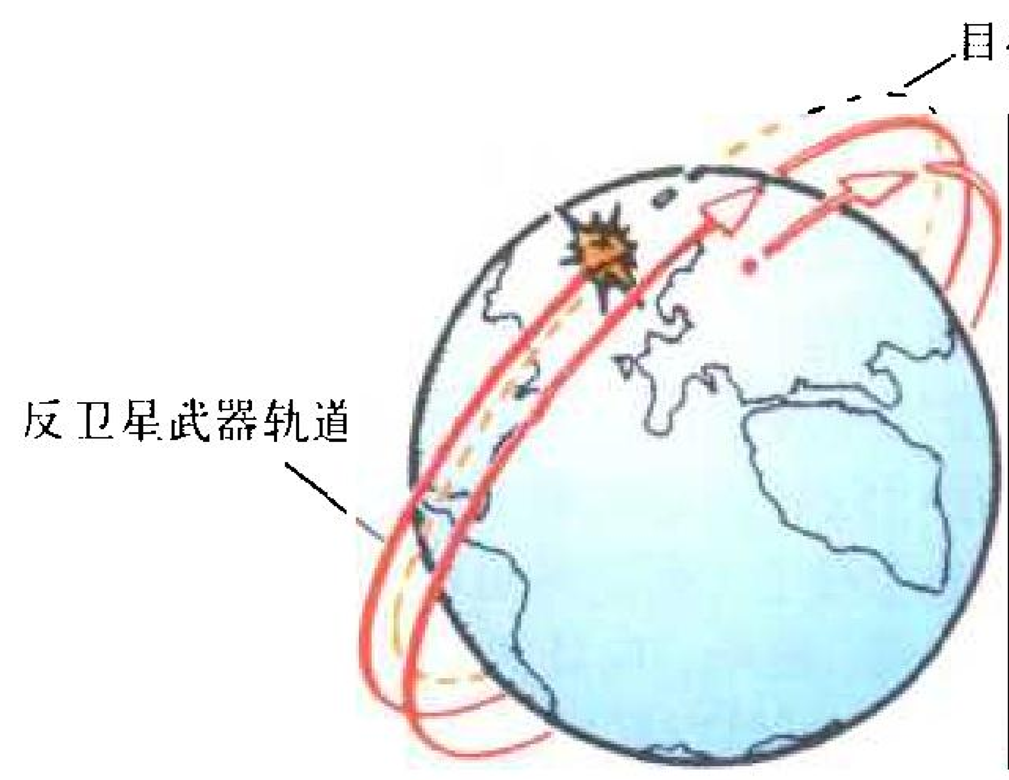


图2 美国航天员在太空维修航天器

本身也提出了相应的要求，要求航天器采用模块式结构设计以便于进行空间维修。 （撰写：陈有荣 审订：龚念曾）

kongjian wuqi

空间武器 space weapon 又称太空武器。部署在外层空间（简称天），或在外层空间使用，或以空间系统为攻击目标的武器。空间武器是非常规武器中的一种。完成空间作战的太空攻击体系应由多个系统组成，包括全球信息网络、指挥与通信系统、综合性准备与供给系统、空间攻击武器系统和其他关键设备等。空间攻击武器的主要特点是实时性、快速响应性、机动灵活性、精确杀伤和可选择杀伤能力等。空间武器按其部署场所可分为天基、空基和地基空间武器。通常包括反卫星武器、轨道轰炸武器、反导武器等。反卫星武器是专门用于攻击在轨运行的航天器（主要是卫星）的武器；轨道轰炸武器是从外层空间攻击地面目标的武器，它在接到命令后借助反推火箭从空间运行轨道再入地球大气层打击地面目标；反导武器是用于在空间拦截弹道导弹的武器。此外，空间武器以其使用的攻击手段可分为动能武器、定向能武器（主要包括高能激光、大功率微波、粒子束武器等）、原子能（核）武器



轨道反卫星武器摧毁卫星示意图

等。自从世界上第一颗人造卫星发射成功后，空间便成为军事活动的新领域，空间武器的研究和发展也随之开始。1964年美国首先试验了带核弹头的反卫星武器，1977年前苏联也开始拥有拦截卫星系统，1978年美国空军开始研制由F-15战斗机发射的小型反卫星拦截器，可以攻击轨道高度在1000 km以下的航天器。20世纪60～70年代初，美国和前苏联还研究与试验了轨道轰炸武器。进入80年代后，空间武器研究与开发的重点转向非核杀伤的反卫星武器和反导武器，其中包括1983年提出的著名的"战略防御倡议"计划（"星球大战"计划）。1984年9月，美国空军首次进行了机载反卫星打靶试验。1997年美国又开始进行激光打卫星试验。近期的研究热点是陆基、天基激光和动能反卫星、反导弹武器，即以实施陆、海、空、天对天的攻击为主要研究、开发和试验方向。未来则可能实现天基对陆、海、空目标的打击。随着世界格局中斗争形势的不断变化和技术的发展，空间武器技术正逐渐成为军事技术和航天技术中的一个重要方面。

（撰写：宋智 审订：朱毅麟）

kongjian wuli tance

空间物理探测 space physics exploration 为研究地球大气层外的空间物理现象和过程而进行的探测。它是空间物理研究的基础，也是空间物理研究的出发点。空间物理不同层区涉及众多的参数，每一个参数的探测方法和手段多种多样，但按进行探测的方法可分为直接探测和间接探测；按进行探测

所凭借的载体又可分为地基探测和空间探测。地基探测具有可以进行长期观测并连续记录的特点，而且由于地面观测站随地球运动可实现对一定的时间和空间范围进行探测，获得一定的时空变化规律，可以按需要进行组网，它易维护、成本低，如地磁场探测、太阳活动观测已经有数百年的历史，电离层的探测也有近百年的历史，取得了非常有用的数据。其缺点是遥感方式受大气的影响。空间探测是利用高空气球、探空火箭、卫星和其他轨道航天器在空间进行的测量，它大大扩展了人类对空间物理和空间环境的认识。因为空间探测避免了大气的影响，高空间分辨率和大视野成像观测使得对空间环境的了解更细致。其不足是受航天技术制约，费用昂贵、研制周期长。空间探测是实现空间物理和空间环境探测的主要手段，也是空间物理和空间环境数据的主要来源。将不同层次的空间物理和空间环境问题作为一个整体来研究对空间探测是极为重要的。现在以空间探测为主要手段，配合在地面和大气中进行的测量，已构成了一个由地面观测台、气球、火箭、人造卫星、人造行星和载人航天器组成的完整的观测体系。

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

kongjian wuli tance weixing

空间物理探测卫星　space physics exploration satellite　用于空间物理环境探测和研究的人造地球卫星。主要是研究地球大气层外的空间物理现象和过程。由于大气层的影响，地面观测台的观测有很大的局限性，只能定性了解空间物理环境，不能定量描绘空间物理状况，无法研究各物理量之间的关系。空间物理卫星可较好地克服地面观测的局限性。它研究的主要对象是：中性粒子、高能带电粒子、固体颗粒、低频电磁波、等离子体波、磁场、电场等。为有效探测和研究这些空间物理环境现象，可将空间物理卫星部署在几百千米或更高轨道上，卫星所载探测仪器在大气层外对空间物理环境直接探测，可获得大量定量数据，因而成为当代空间物理研究的主要手段。利用这种卫星获取的大量信息，已使空间物理学迅速发展成为一门独立的学科。从20世纪70年代至今，中国先后发射了“实践”1号、“实践”2号卫星群、“实践”4号以及“实践”5号卫星，初步形成了科学探测卫星系列。

（撰写：杨嘉墀　王景泉）

kongjian wuli xianxiang

空间物理现象　phenomenon of space physics　宇宙空间中存在的、空间物理学所涉及的各种的现象。宇宙空间中存在着太阳的电磁辐射、中性粒子、等离子体、宇宙线、高能粒子、流星体、电场、磁场、引力场等粒子和场，这些成分相互作用，发生中性粒子电离、发光，带电粒子定向运动而产生电流，这些电流反过来又产生磁场和电场的扰动，而各种扰动又产生波动和加热等现象。例如，太阳活动引起地球空间物理现象中出现行星际扰动、行星际闪烁、行星际激波、磁暴、亚暴、电离层暴、宇宙线暴及各种层区的扰动等。对空间物理现象进行研究是空间物理的核心。

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

kongjian wulixue

空间物理学　space physics　以自地球高层大气开始，除各种宇宙星体外的整个宇宙空间中的现象及发生过程为研究对象的基础学科。它是由于人造卫星进入空间而由多学科交叉迅速发展形成的，是人类认识自然的一门前沿性基础学科。空间物理的发展极大地依赖于观测，它的近期研究区域是日地空间。空间物理学具体又分为高层大气物理学、电离层物理学、磁层物理学、日地物理学、宇宙线空间物理学等多个分支学科，它们之间相互关联，互相影响。空间物理学研究是依赖于技术进步和广泛国际合作而发展的。在日地空间物理的进展以及空间技术的发展和需求的刺激下，由它又派生并形成了一门新的应用基础学科——空间环境科学。

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

kongjian xingzou

空间行走　space walk　舱外活动（EVA）的早期称谓。1965年3月18日，在“东方”2号载人飞船上演示了出舱活动的可行性。这是人类第一次在空间行走，且这次活动达到了所有的预期目标，包括进、出舱门，回收照相机等。1965年6月3日，“双子星座”飞船也验证了EVA的可行性，同时还演示了手持式机动装置的机动能力，这些任务也获得了成功。以上活动都是借助供氧脐带进行的，“东方”2号的航天员进行了24 min的舱外活动，“双子星座”的航天员活动了36 min。1966年6月，“双子星座”9号飞船的航天员又进行了2 h 7 min的舱外行走，此外还做了回收实验包的试验，进行了航天员机动装置的演示及航天摄影活动。1969年1月15日，前苏联航天员在两艘飞船之间进行转移试验并获得成功。1969年3月3日，“阿波罗”9号载人飞船在月面演示了EVA的性能和采集标本的试验，航天员在月面跳跃式行进。从前苏联航天员进行的飞船间转移活动开始，航天员可以不使用脐带供氧而自身佩带独立的生保系统。以后的EVA中做了大量的试验研究，为扩展航天员活动能力取得了重大的突破，航天员可以离开母舱进行活动。1984年2月7日，美国“挑战者”号航天飞机的航天员在285 km的轨道上，第一次不系安全带，佩带机动装置进入舱外空间，远离航天飞机达90 m之遥。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

kongjian yaowu shengchan

空间药物生产　medicine production in space　利用航天器内部的微重力环境给药理学研究带来的便利条件，生产出某些地面不能制作和提纯的药物。在空间，许多微生物的生长速度能加快一倍以上，可以培养出地面不能培养的微生物标本和制取优良药物；在空间可以利用弱电场法（电泳法）分离和浓缩生命细胞，产生医学上的重要物质；在空间，还可以提取地面不能提取的疫苗、病毒和干扰素，将为一些疑难病症提供新的预防和治疗药物。空间制药的效率高、纯度好，有数据表明其效率可比在地面用相同方法制药提高400～700倍、纯度提高4倍。利用空间条件已经生产出治疗糖尿病的人工胰岛素、可溶解血栓的尿激酶、征服癌症的抗体或干扰素和用于医治烧伤病人和发育不全的矮小病的人工生长激素等几十种药物，有的已经开始了地面临床试验。开发利用微重力资源为制药工业展现了光明的前景。

（撰写：战再吉　审订：孙力玲　王文魁）

kongjian yingyong

空间应用　space application　通过火箭或航天器在外层空间执行某一特定的任务。空间应用是发展航天技术的主要目的之一。按空间应用的性质划分，可以分为外层空间的军事应用和外层空间的和平应用。按空间应用所采用的飞行器的种

类划分，可以分为火箭的应用、人造地球卫星的应用、深空探测器的应用、载人飞船的应用、空间站的应用和航天飞机的应用等。按空间应用的学科或任务划分，可以分为空间探测、空间遥感、空间导航、空间通信、空间试验、空间加工和空间育种等。参见*航天技术直接应用*。

（撰写：李颐黎　审订：李大耀）

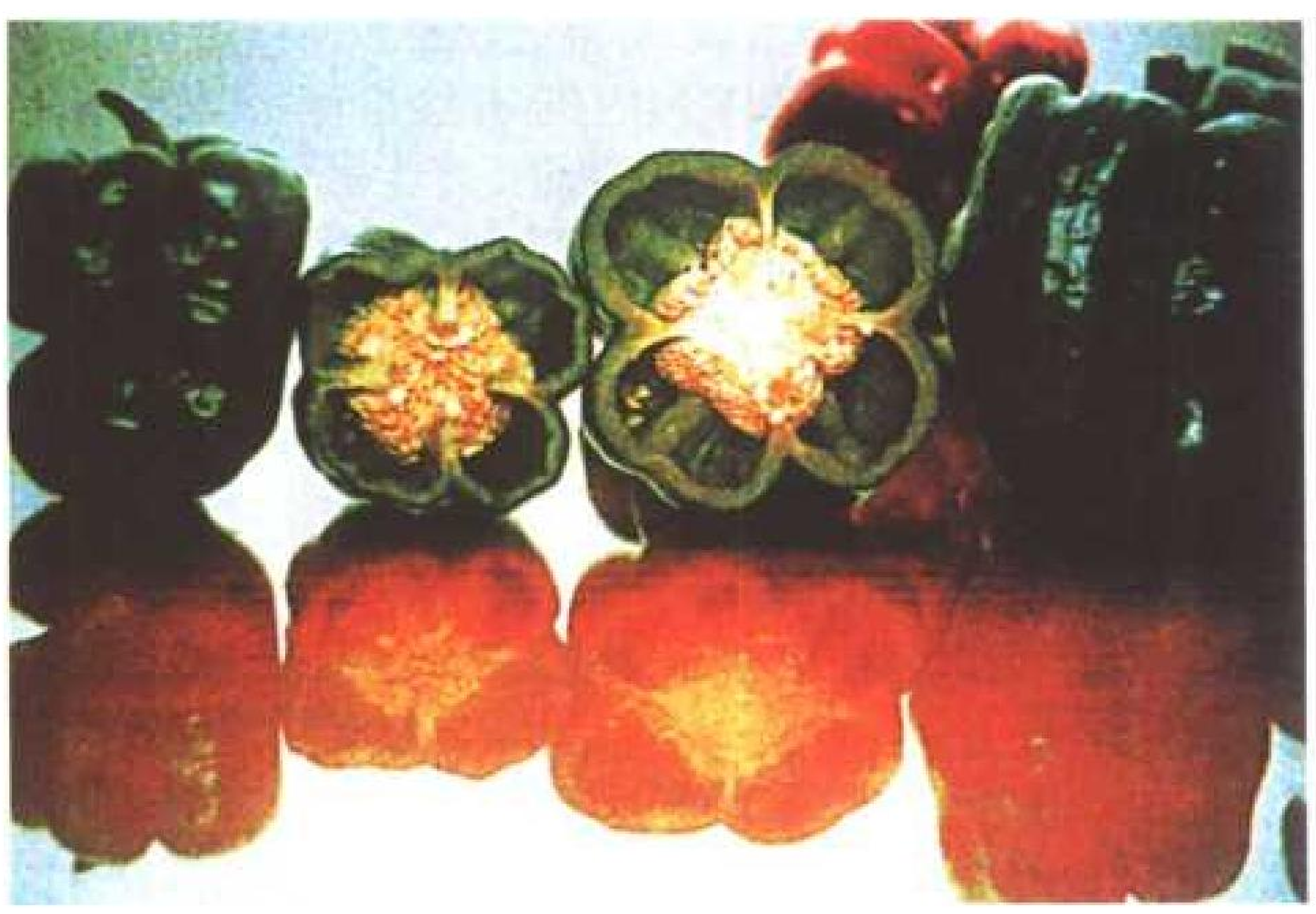
kongjianyong huanreqi

空间用换热器　heat exchanger for spacecraft　载人航天器安装的各种热交换器。用于空间的热交换器具有结构紧凑，换热效率高，工作安全可靠和寿命长的特点。就换热器的流体种类可分为液／液、气／气和液／气热交换器。液／气热交换器是使用最多的一种，用于舱内循环空气对冷却液体的热交换。此外，还有一些特殊的换热装置，包括液体与蒸气相变、气体与蒸气相变的蒸发器、冷凝换热器与升华器等。为了补充空间辐射散热器的不足，在液路、气路都曾安装水蒸发散热器和升华散热器，冷凝换热器则使用更多。空间辐射散热器是一种流体对外部热沉的散热设备，冷却板通过流体与设备热传导器件之间进行热交换。此外，还有大量使用的再生式热交换器，用以回收废热。换热器按结构可分为板—翅式结构，管—板式结构以及一些不同形式传热面组成的结构等。例如，液体与带有管道的圆筒式蒸发表面的换热，冷流体与带有毛细夹芯结构的装置换热等。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

kongjian youdao yuzhong

空间诱导育种　space induced breeding　简称航天育种。以空间环境诱变培育新品种的育种途径。我国在这方面开展了很多研究，国外相关报道甚少。我国科学家自20世纪80年代中期以来，把多种植物干种子搭载于卫星或高空气球上，在用回收的飞行种子种出的当代及后代植株中发现了各种表型性状的变异，且某些变异可稳定地遗传至后代。经多年工作，已从中选育出数个在品质、抗性、产量等方面有明显改良的水稻、小麦、青椒、番茄等植物的新品种（品系），并应用于农业生产；还获得了一批可供进一步研究和利用的新品种资源，为我国农业生产做出了贡献。经细胞生物学与分子生物学分析，已初步证明在此途径诱导的突变株系和新品种中，遗传物质DNA确实发生了变异，而空间辐射是诱导这类突变的主要空间环境因素。

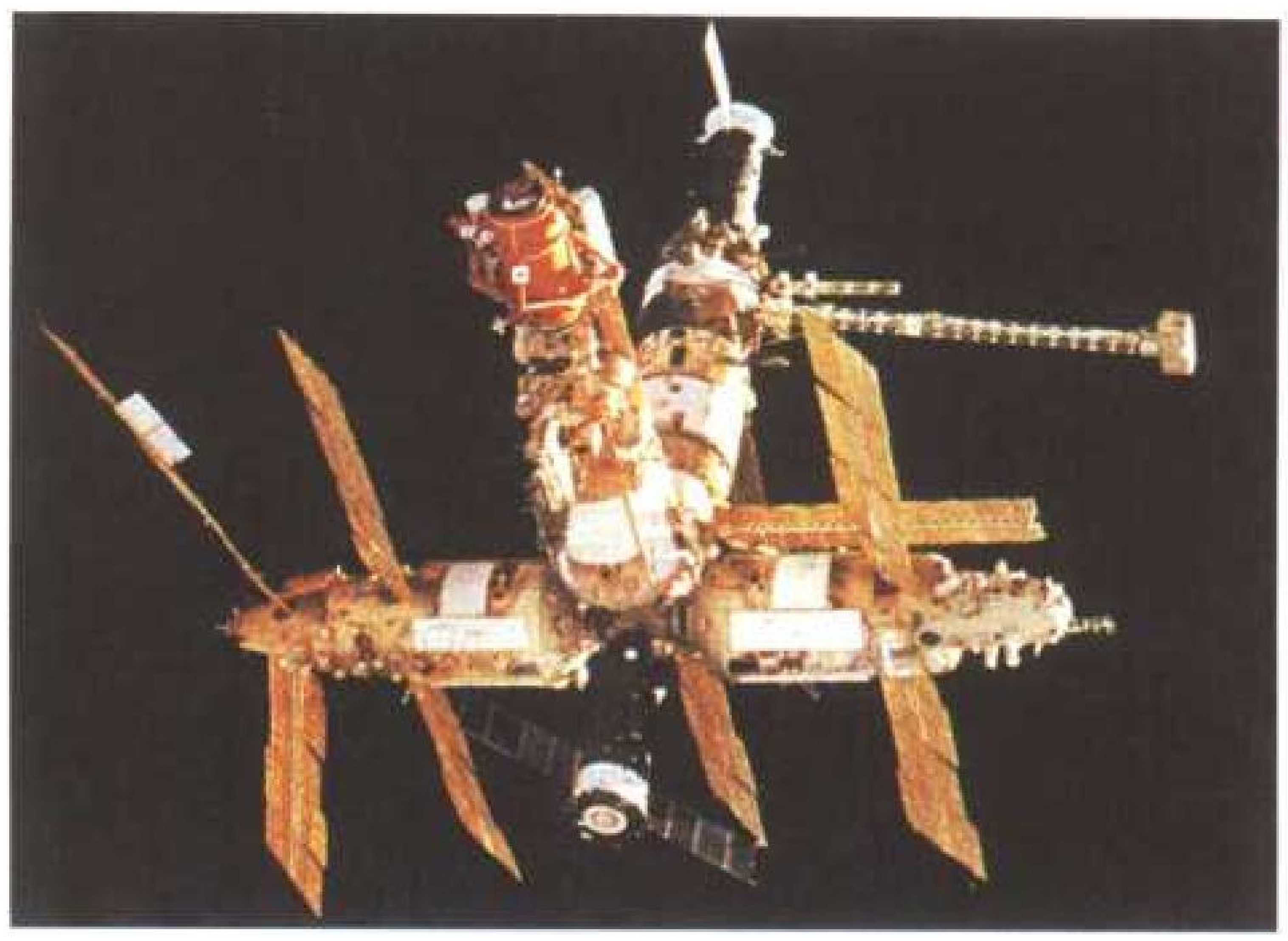


太空青椒（右）与普通青椒的比较

（撰写：梅曼彤　审订：孙力玲　王文魁）

kongjianzhan

空间站　space station　又称太空站、航天站或轨道站。具备一定试验和生产条件、可供航天员生活和工作的长期在轨运行的航天器。现代空间站通常由对接舱、气闸舱、实验舱、生活舱、服务舱、专用设备舱和太阳能装置组成。对接舱一般有多个对接口，有的用于停靠接送航天员和运送货物的航天器，有的用于组合扩大空间站。气闸舱是航天员在轨道上出入空间站的通道。实验舱是航天员在轨道上的主要工作场所。生活舱是航天员进餐、睡眠和休息的地方。服务舱内装有推进剂、水、气源和电源等设备。专用设备舱是根据飞行任务



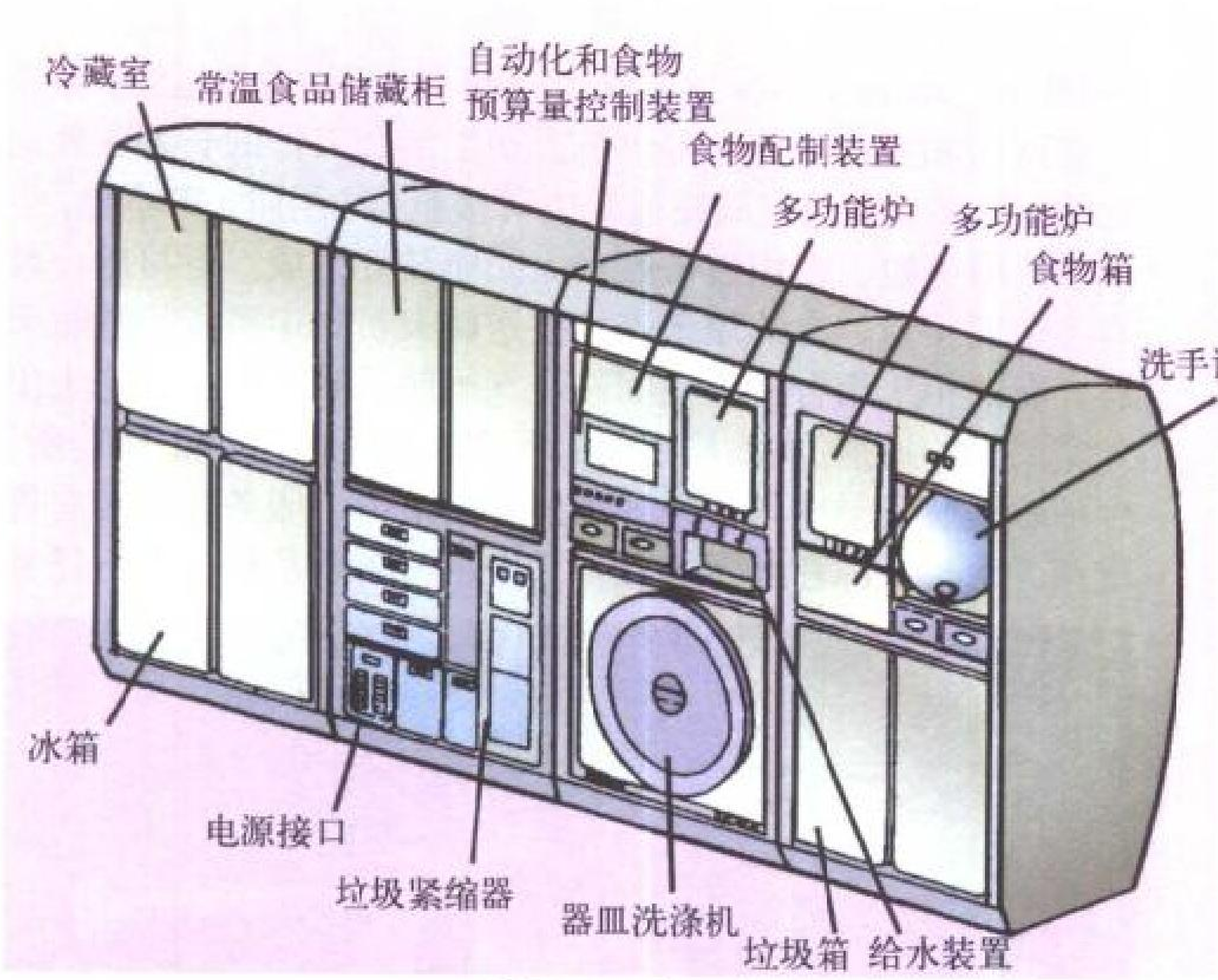
“和平号”空间站

安装专用试验仪器和生产设备的舱段。太阳能装置为站上仪器设备提供电源。空间站主要用于医学和生物学研究、微重力环境下材料试验和加工、对地观测、军事侦察、天文观测、以及空间武器的基地等。前苏联／俄罗斯的“和平号”空间站采用各舱对接组合方式。从1986年发射核心舱到1996年对接最后舱体，组成了包括核心舱、“量子”1舱、“量子”2舱、“晶体”舱、“光谱”舱、“自然”舱以及“联盟”TM载人飞船和“进步”M货船在内的组合式空间站，总重约135 t。正在轨道组装的空间站是美国、俄罗斯、欧空局、加拿大和日本等16国参加的国际空间站，它采用桁架挂舱及舱段对接组合结构，1998年发射第一个组件“功能货舱”（FGB），拉开了轨道组装的序幕，预计到2005年建成总重420 t、总长110 m、总电力110 kW、可载6人的大型长久性空间站。

（撰写：王景泉　审订：张照炎）

kongjianzhan chufang shebei

空间站厨房设备　kitchen facility for space station　大型载人航天器上安装的用于航天员配餐及进餐的设备及处所。现代空间站的厨房结构如图所示，两名乘员可以同时进行食物配制。厨房中器具和设备的相互位置安排应以减少交叉干扰为原则，主要设备包括：冰箱、冷藏室，常温食品储藏柜，用餐器皿，食物制作及进餐设备储藏柜，垃圾紧缩器，器皿洗涤机，大体积食物及饮料配制装置，两台微波／对流／传导多功能炉，洗手设备，饮水配给器，饮水与食物／饮料配制用的配水器，抹布配给装置，食谱选择及食物预订管理的显示与数据输入装置，制做食物时的食物临时存放和垃圾冷冻储藏设施等。冰箱和冷藏室已在“天空实验室”试验成功，它们通过专用的空间辐射器向外部空间热沉排热，其工作原理系根据帕耳帖效应设计的热电泵排热方法。冷藏室的温度一般定为 -10 ℃，冰箱的内部温度为 1.7 ℃。厨房配置的餐



空间站厨房设备

具洗涤机可减轻乘员劳动强度，节省乘员时间。多功能食品加热炉可以用微波加热，也可用强迫对流法和传导法加热。炉子设计成为3层托盘的合理布局，在30 min内可以为6名乘员加热一餐的的食物。　（撰写：尚传勋　审订：范含林）

kongjianzhan fuwucang

空间站服务舱　space station service module　空间站上的基本舱段之一，一般装有推进系统、气源和电源等设备，为整个空间站提供推进、姿控、生保、供电等服务。例如，国际空间站的服务舱是该大型空间站组装阶段的控制中心，并能用“进步号”货运飞船补充燃料，用于整个国际空间站运行初期的姿态控制和推进。服务舱有居住功能，上面设有卫生间、睡袋、冰箱等生保设施，可容纳多名航天员居住。此外，它带有一对太阳能电池帆板，可提供空间站运行初期的电力。该服务舱由过渡舱、工作舱和推进舱3部分组成，是在俄罗斯“和平”2号空间站核心舱基础上设计而成的，重21 t，直径4.35 m，最大功率9 kW，共有5个对接口，分别对接多功能舱、科学能源平台、万向对接舱、“进步号”货运飞船等。



对接在一起的服务舱（左）、功能货舱（中）和节点1号舱（右）

（撰写：宋　智　审订：朱毅麟）

kongjian zhenkong

空间真空　space vacuum　地球大气层以外的宇宙真空。大气压力随着高度的递增而降低，海平面大气压的标准值为101.3 kPa，随着高度的增加，大气压力基本按指数律下降，约在90 km进入高真空范围。空间真空与人工真空一样，与大气状态相比，单位体积中的气体分子数减少、分子间的碰撞减少。空间真空有如下特点：空间真空度高，在离地面200～500 km的近地空间内，空间真空度为$1.5\times10^{-4}\sim1\times10^{-6}$ Pa，离地面1000 km时约1.3×10^{-8} Pa，离地面10000 km时约10^{-11} Pa，在深空，真空度高至$10^{-13}\sim10^{-14}$ Pa；空间真空无器壁效应，空间抽气能力无限，有所谓的“分子沉”现象；空间真空中离地面150 km以下的气体成分与人工真空成分基本上相同，但在200～1000 km之间，气体主要是原子氧和氮，在700～1000 km高度上还有相当数量氦，高度超过1500 km时，由中性原子氧、质子和电子组成；空间真空相对于人工真空是“清洁”的，没有人为的油分子污染。空间真空为航天器轨道飞行提供了必要条件，但带来像冷焊和干摩擦等特殊现象，并对载人飞行构成对生命有危险的环境。

（撰写：成致祥　审订：黄本诚）

kongjian zhiyang

空间制氧　space oxygen generation　在载人航天器上由二氧化碳制取氧气的技术。空间制氧的任务是从人体代谢二氧化碳制取氧气供给航天员使用，从而减轻长期空间飞行带来的氧气供应负担。氧再生技术归纳起来有一步制氧法、二步制氧法和三步制氧法。前两种制氧方法技术上难度较大，长期以来，空间制氧把重点集中在研究三步制氧的技术上。三步制氧法的内容是，第一步通过二氧化碳吸附—解吸技术，把舱内大气中低分压二氧化碳连续净除，并收集、浓缩，从而得到浓度很高的二氧化碳；第二步是把二氧化碳加氢反应生成水；第三步是电解水制取氧气。经过3个关键性技术环节，把二氧化碳还原为氧气。电解制氧的方法有固定式电解质静态供水技术、固体电解质电解技术和循环碱性电解质电解技术，后者曾在“和平号”空间站上使用。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

kongjian zhizao

空间制造　space processing　借助空间的微重力、高真空和超洁净环境条件，利用空间材料资源或地球自有资源，在航天器或其他星球上使用相应的设备，制造在地球上难以制造的微观结构均匀的材料。空间制造可以制备无缺陷的、高质量的单晶、多晶体和半导体材料；利用无容器加工工艺可以形成性能优异的金属玻璃、非晶态物质和亚稳态合金；生产出某些地面不能制作和提纯的药物；培养地面不能培养的微生物标本；分离和浓缩生命细胞，产生医学上的重要物质；提取地面不能提取的疫苗、病毒和干扰素，为一些不治之症提供新的预防和治疗药物。

（撰写：战再吉　审订：孙力玲　王文魁）

kongjian ziyuan

空间资源　resource of space　空间资源泛指太空中客观存在的、可供人类开发利用的环境和物质。主要包括：相对于地表的高远位置资源，高真空和超洁净环境资源，微重力环境资源，太阳能资源，月球资源，行星资源等。相对于地表的高远位置资源是目前航天器利用、开发最广泛和已经取得巨大社会效益的唯一空间资源。在世界范围内开发此项空间资源而形成的卫星应用系统产业已成为整个空间产业的主要部分。它主要包括以通信卫星为核心的卫星通信系统、以对地

观测卫星为核心的卫星对地观测系统和以导航卫星为核心的卫星导航定位系统。主要经营信息流的获取、处理、传输、储存和服务。其他空间资源的利用和开发也都在进展之中。但除了空间天文学已利用空间的高真空和超洁净环境资源取得了相当大的实际效果外，微重力资源和太阳能资源的利用和开发现在还处于实验、研究和创造条件的阶段。至于月球资源，如氦-3，要等待在月球上建立人类定居基地后，才有可能进行适度规模的开发。

（撰写：战再吉　审订：孙力玲　王文魁）

kongjian daodan

空舰导弹　air-to-ship missile　从飞机或直升机上发射，攻击舰船的导弹，属反舰导弹的一种。和其他反舰导弹相比有如下特点：(1) 多数情况下不用助推器而靠载机的飞行惯力投射导弹。(2) 导弹投射方式有两种，一种称“冷”投射，即导弹从载机投放后下滑一段距离才点火启动，以保证载机安全。攻击机、战斗轰炸机携带空舰导弹攻击远处舰船及其编队时，多用这种方式。一种称“热”投射，即导弹直接在载机上点火启动，直升机携带小型空舰导弹在复杂岛礁水域攻击敌舰时有的用此种方式。空舰导弹是远洋或远海作战时攻击大型水面舰船及其编队的主要反舰导弹。为保证载机安全，对现代空舰导弹提出的主要要求是防区外发射能力和发射后自主能力。前者要求导弹既有大的射程又有较小的尺寸和重量，以保证载机每次参战能携带足够弹量；后者要求导弹制导系统具有自主跟踪和锁定目标能力，以保证载机发射导弹后尽快撤离高威胁区。用涡喷或涡扇发动机作动力系统可达到前一要求；用红外成

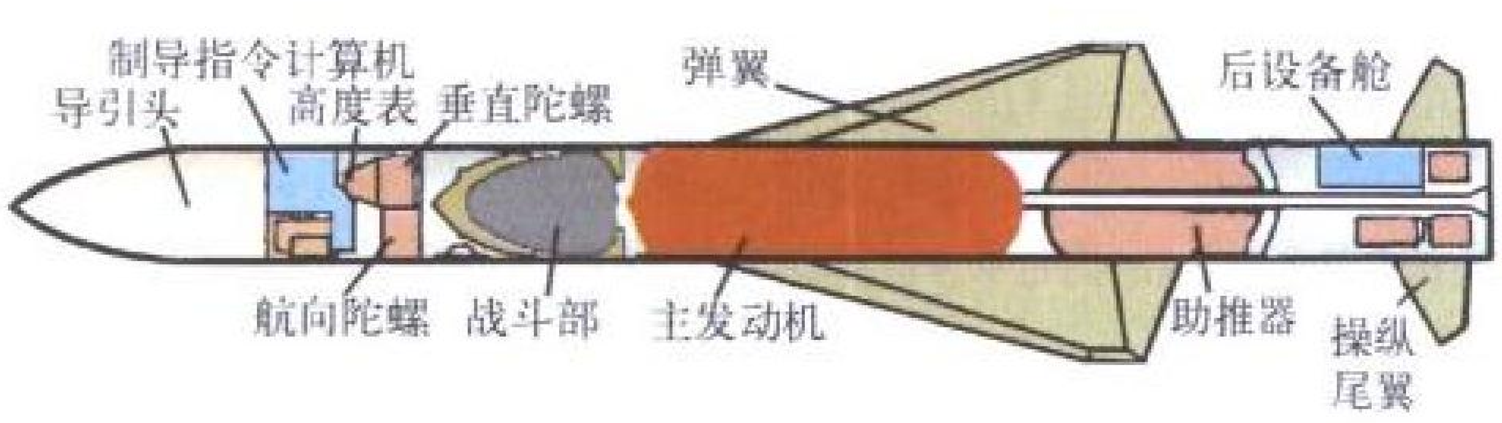


图 1　空舰导弹结构示意图

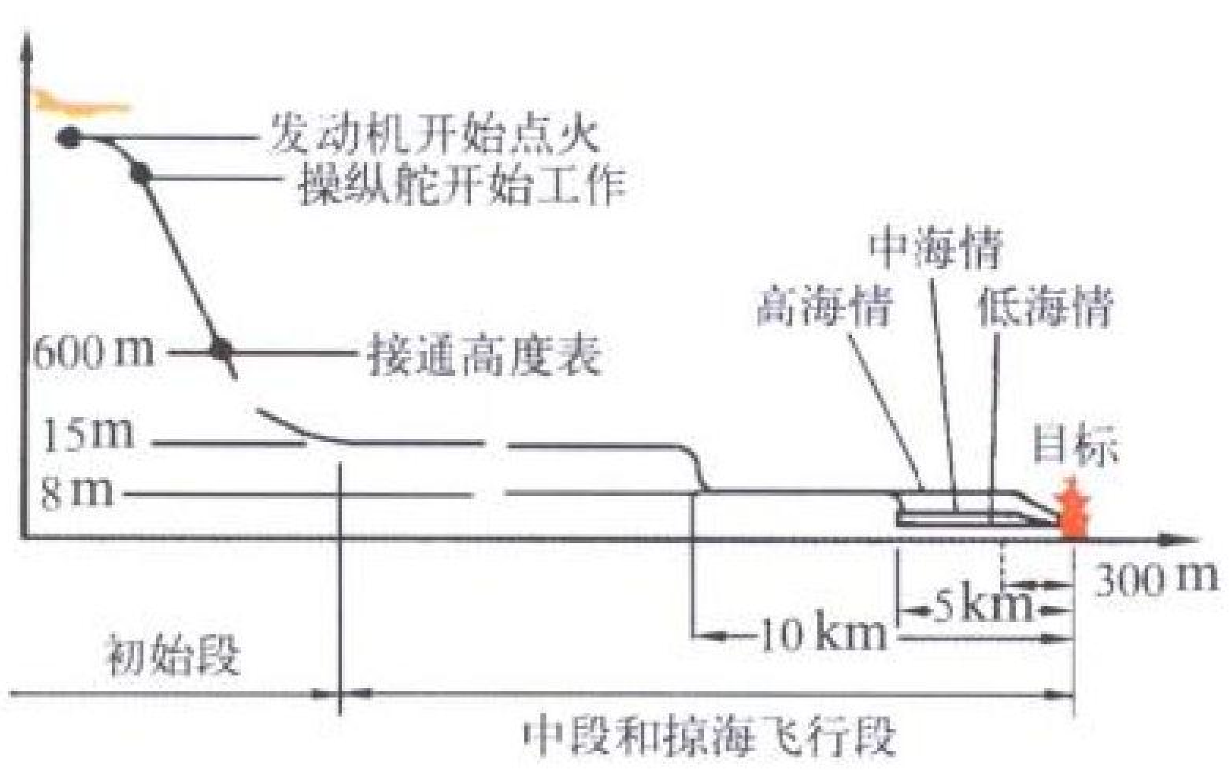


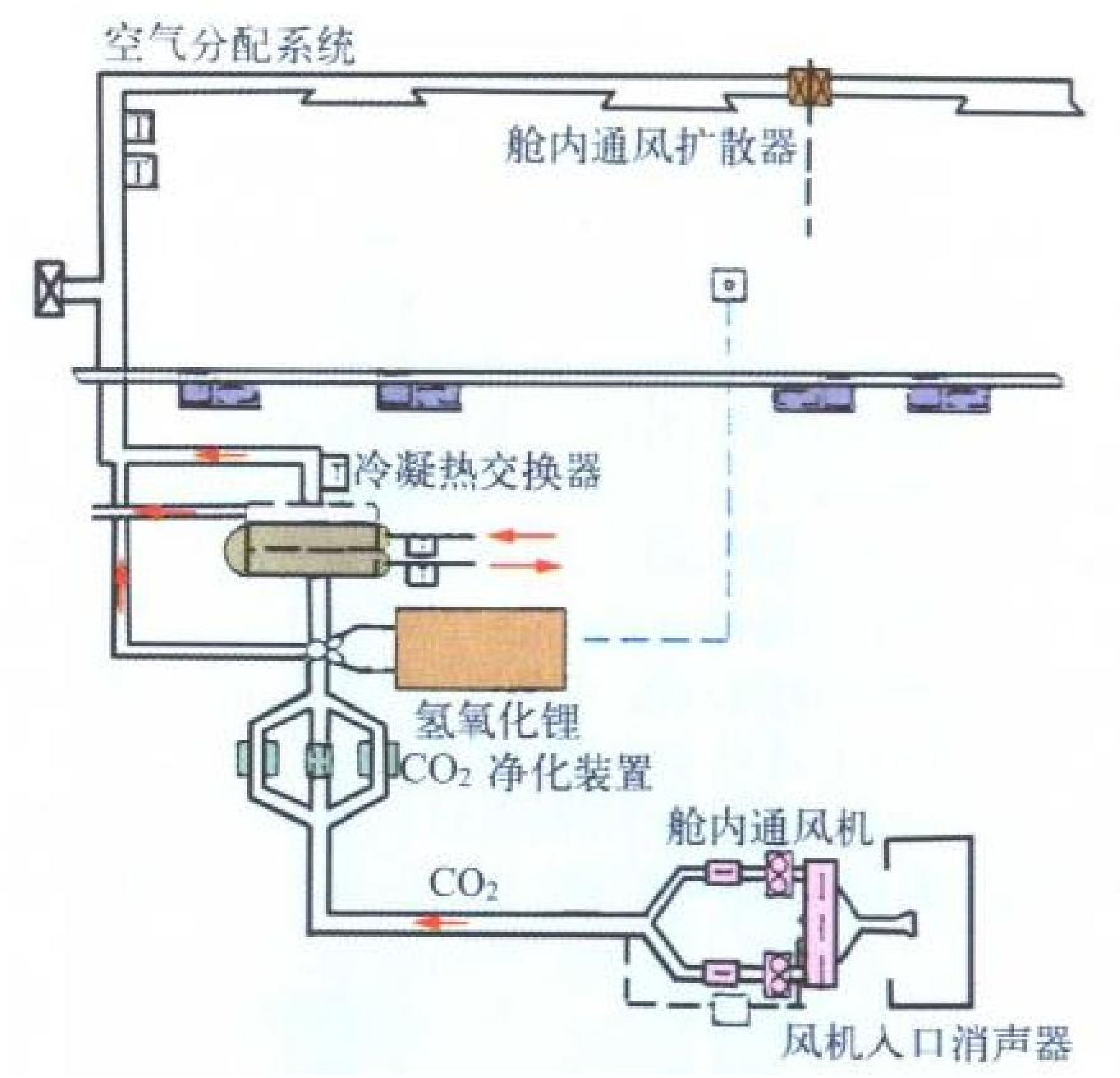
图 2　典型空舰导弹飞行弹道示意图

像或毫米波雷达及其复合制导系统可达到后一要求。

（撰写：毕士冠　审订：黄瑞松）

kongqi daoguan

空气导管　air duct　乘员舱内设置的通风管道系统。一般小型载人航天器的通风管道比较简单，但大型载人航天器的通风管道系统则相当复杂，并且占有很大的重量和体积。为了满足乘员的舒适条件，要求舱内空气在舱内的速度分布均匀，温度和湿度可调。空气流速的控制取决于：(1) 舱内供气和回流管道的设计；(2) 供气及回流空气的流量；(3) 进、出舱



国际空间站的通风导管

内空间的其他小空气流的干扰作用。国际空间站美国实验舱的空气流量为9.06～11.34 m³/min；供气和回流空气导管由6061铝合金板制成，并折弯焊接成为各种矩型截面的导管；每一供气支管上设有两处尺寸收缩段，以适应气体扩散装置与管道的匹配；回流导管在通风机上游设有一处管道收缩段。国际空间站通风导管系统如图所示。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

kongqi dongli ganrao

空气动力干扰　aerodynamic interference　组合体的空气动力及力矩一般都不等于各单独部件的空气动力及力矩的叠加，这是由于各部件的相互干扰所致，这种各部件所受空气动力的相互干扰即为空气动力干扰。在进行组合体的空气动力分析中可采用“干扰因子”来估计干扰影响的大小。一般将这些干扰分为两类：一是有益干扰，二是有害干扰。凡有利于增加升力，减少阻力，提高操纵效率者称之为有益干扰。例如，跨声速下利用面积率减小阻力；翼面控制边界层分离区；开缝产生“升力平原”现象等。凡在干扰中增大阻力，降低升力，降低操纵效率者称之为有害干扰。例如，激波干扰、边界层与激波干扰形成抖振源等。但是，若把飞行器视为一个整体，就不一定考虑干扰，可以直接解飞行器在流场中的力学特性方程来计算飞行器的空气动力。

（撰写：羌　镠　成楚之　审订：金玉华）

kongqi dongli texing

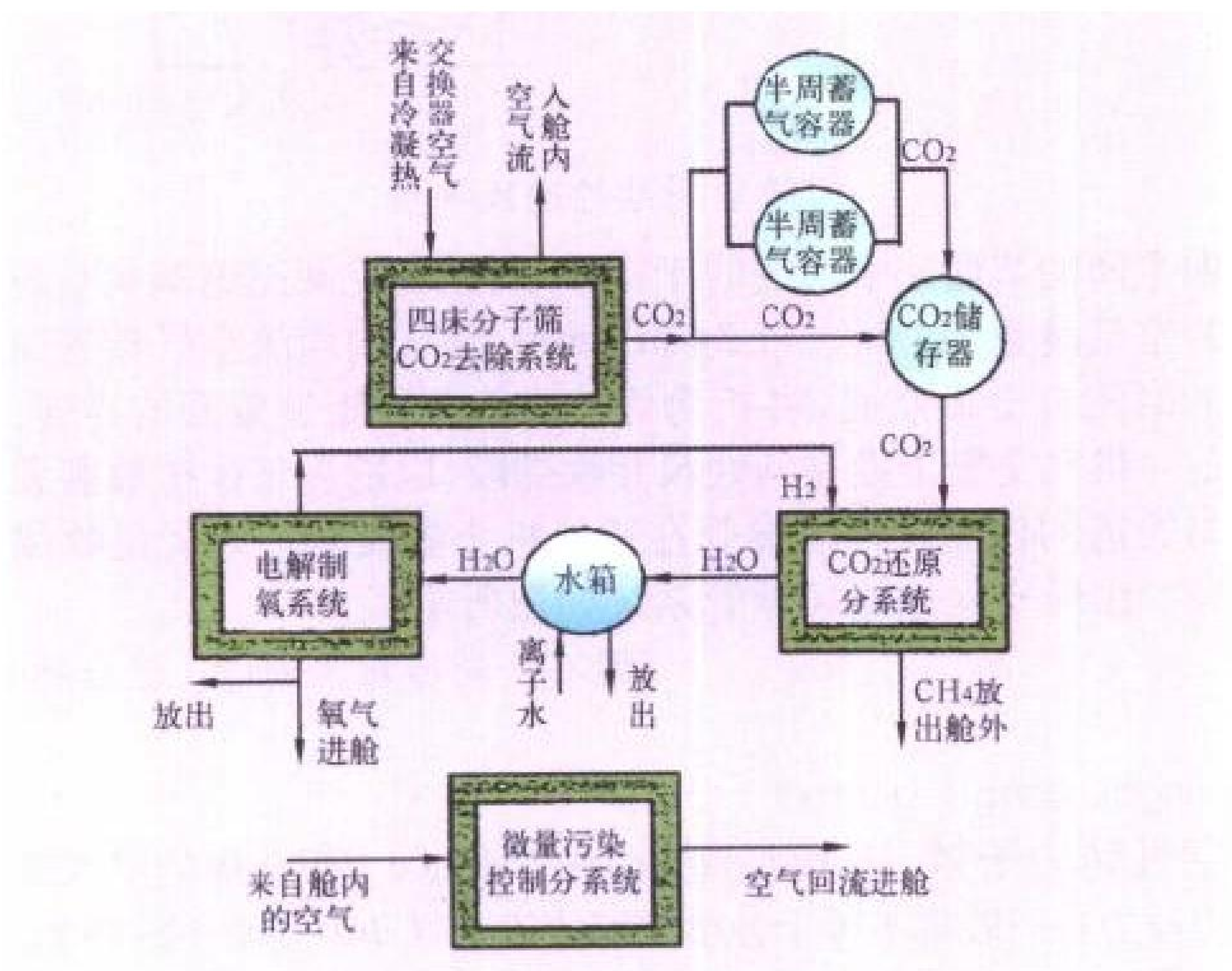
空气动力特性　aerodynamic characteristics　飞行体在大气中飞行时与空气相对运动产生的各种力学特性。一般所说的空气动力特性包括升力、阻力、侧向力和它们相对飞行体质心所产生的3个力矩，即作用在飞行体上的6个力学分量。空气动力特性取决于飞行体的几何参数和形状以及它和气流的相对姿态、速度及其变化等状态参数，并按对时间的相关性分成定常和非定常空气动力特性。更广泛地说，空气动力特性还包括热特性和非定常特性。空气与飞行体表面摩擦所产生的气动加热是高速飞行 ($Ma > 2$) 必须研究的重大问题。由于飞行体及其部件的弹性而导致的非定常空气动力特性有时会产生气动发散、颤振、抖振等问题。

（撰写：成楚之　审订：彭冠一）

K

kongqi fuxin jinghua xitong

空气复新净化系统 atmosphere revitalization system 净除舱内大气污染，恢复空气清新的设备。系统主要包括二氧化碳净化、收集和浓缩系统，二氧化碳还原系统，电解制氧系统，微量污染控制系统和大气主成分分析仪器（见图）。主要功能是：(1) 净除和浓缩二氧化碳；(2) 从净除的二氧化碳中回收氧气；(3) 微量污染控制。从图中看到，二氧化碳净除和浓缩技术可有两种选择，即四床分子筛系统和蒸气解吸的固态胺二氧化碳净化系统。二氧化碳还原系统采用“萨巴蒂埃”反应器。二氧化碳经分子筛双半周的浓缩后储存在二氧化碳蓄压器中，然后输入到还原系统或植物生长舱，或者在二氧化碳还原系统工作时储存在二氧化碳容器中。国际空间站美国实验舱大气中的二氧化碳分压由四床分子筛系统控制在337～467 Pa之间，主成分分析仪和电解制氧系统可控制氧分压在20.5～20.8 kPa之内。



空气复新净化系统

（撰写：尚传勋 审订：范合林）

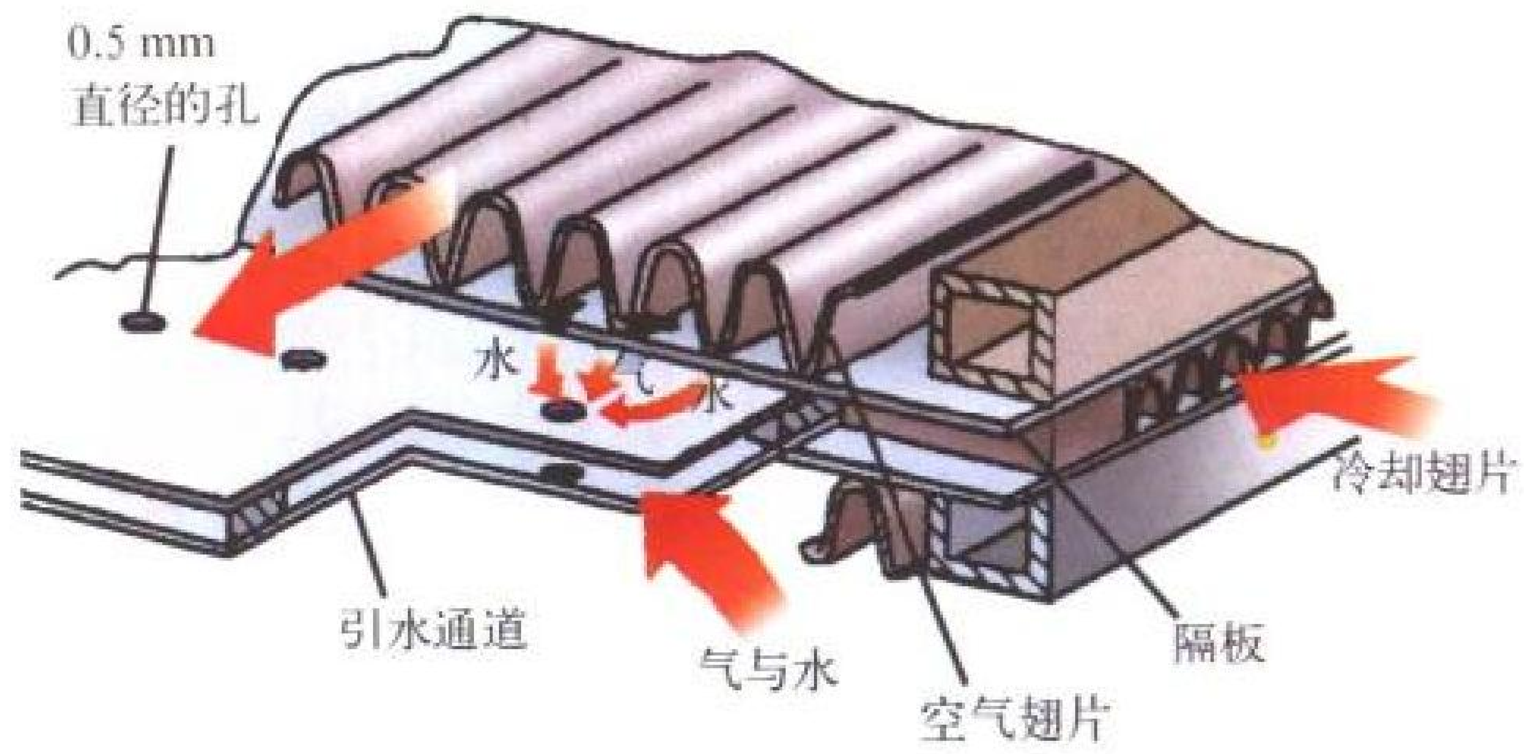
kongqi guolvqi

空气过滤器 air filter 舱内空气微粒过滤装置。大型载人航天器舱内安装有复杂的空调设备和通风管道。为防止舱内尘埃微粒进入通风系统，在回流空气导管的入口处安装数个高效微粒过滤器。空气回流导管的入口处于地板下的深槽中，空气过滤器由多孔板及壳体等部件组成，孔面积占多孔板总面积的4%，既能保证过滤效果，又能使流通阻力不致过大。国际空间站节点舱的通风回流导管设有回流空气空调箱，内装6个高效微粒过滤器，孔面积占多孔板迎风面积的30%。过滤器可适应雷诺数在紊流和层流区很宽的范围。试验结果是，每个过滤器在1.93 m^3 / min的通风流量下，阻力损失为124.5 Pa。“阿波罗”载人飞船航天服通风回路安装的固体微粒过滤器可以除去尺寸大于1.0 mm的固体杂质。

（撰写：尚传勋 审订：范合林）

kongqi lengque ganzao huanreqi

空气冷却—干燥换热器 air-dryer heat exchanger 又称冷凝热交换器。一种使载人航天器舱内空气流降温，达到温度调节和去湿目的的热交换器。微重力条件下，人体呼吸、皮肤蒸发到空气中的水蒸气如不及时去除，舱内大气湿度将会达到饱和状态并使水蒸气随处凝结形成积水。微重力条件下的除湿原理首先是使热交换器表面的温度降低到露点以下，空气循环



带有引水机构的冷凝热交换器示意图

后，水珠在其表面凝结，并由吸水材料捕集，再传输到废水箱加以储存。早期的载人飞船湿度控制系统采用高密度的板—翅结构换热器。在板—翅与板—翅之间设置吸水材料，吸满冷凝水的材料经导水材料与烧结金属板和排水抽吸泵一起周期性地把水排出。一种新型的冷凝热交换器（见图）将不再在热交换器总体中设置吸水材料。气流通道将不再受阻，从而减小了系统压降。一个引水机构把冷凝水与占总气流5%的小股气流一起引导到水／气分离器并把水分离出来。

（撰写：尚传勋 审订：范合林）

kongqi penqi fadongji texing

空气喷气发动机特性 aerojet engine characteristic 空气喷气发动机基本性能参数与飞行状态和工作条件的量值关系。包括速度特性、高度特性和节流特性。(1) 速度特性。在飞行器飞行高度不变和预定的控制规律下，发动机基本性能参数随飞行马赫数的变化关系。涡轮喷气发动机的速度特性是在转速、涡轮前温度和飞行高度一定的条件下，推力和耗油率随飞行马赫数的变化关系；当$Ma < 0.5$时，推力随飞行速度增加而减小；当$Ma > 0.5$时，推力随飞行速度增加而增大，在Ma 2附近达到最大值，耗油率随飞行速度的增加单调上升。冲压发动机速度特性是在燃烧室出口温度和飞行高度一定的条件下，推力和燃料比冲随飞行马赫数的变化关系。随马赫数的增高，推力和燃料比冲皆增高，到Ma 3.5左右达最大值，而后下降。(2) 高度特性。在飞行马赫数不变和预定的控制规律下，发动机基本性能参数随飞行高度的变化关系。涡轮喷气发动机高度特性是在转速、涡轮前温度和飞行速度一定的条件下，推力和耗油率随飞行高度的变化关系；当飞行高度从0上升到11 km时，推力减小，高度沿同温层上升，推力更快减小，耗油率保持不变。冲压发动机高度特性是在燃烧室出口总温和飞行速度一定的条件下，推力和燃料比冲随飞行高度的变化关系；当高度从0上升到11 km时，推力下降，燃料比冲缓慢增加；当飞行高度从11 km沿同温层上升时，推力进一步下降，燃料比冲保持不变。(3) 节流特性。在飞行状态（高度和马赫数）一定的条件下，发动机基本性能参数随控制规律的变化关系。涡轮喷气发动机节流特性，又称为转速特性，是指在一定飞行状态下，推力、耗油率随转速的变化关系；转速增加，推力上升；从慢车转速到最大转速，耗油率先陡降，然后缓降，再上升。冲压发动机节流特性是在飞行状态一定的条件下，推力和燃料比冲随余气系数或燃烧室出口总温的变化关系；燃烧室出口总温升高，推力和燃料比冲亦升高，在更高燃温时，燃料比冲有所下降。

（撰写：刘兴洲）

kongqi penqi fadongji tuili

空气喷气发动机推力 aerojet engine thrust 空气喷气发

动机进出口气流动量和压力变化产生的反作用力。它取决于空气流量、燃油流量、进排气速度和飞行高度。理论推力可表示为

$$F=(\dot{m}_a+\dot{m}_f)V_e-\dot{m}_aV_\infty+A_e(p_e-p_{amb})$$

式中 $\dot{m}_a$为空气流量；$\dot{m}_f$为燃油流量；V_e为喷管出口燃气流速；V_∞为飞行速度；A_e为喷管出口截面积；p_e为喷管出口压力；p_{amb}为环境大气压力。式中第1、2项是发动机排气与进气的动量差，第3项是压差推力。

发动机处于额定状态的推力称额定推力。涡轮喷气发动机的额定推力为最大推力的90%左右。冲压喷气发动机的额定推力是进气道处于设计马赫数工作状况时的发动机推力。

发动机的有效推力，或称净推力，应在上述F值中扣除发动机头部附加阻力，外皮压差阻力和摩擦阻力。即

$$F_{ef}=F-X_a-X_p-X_f$$

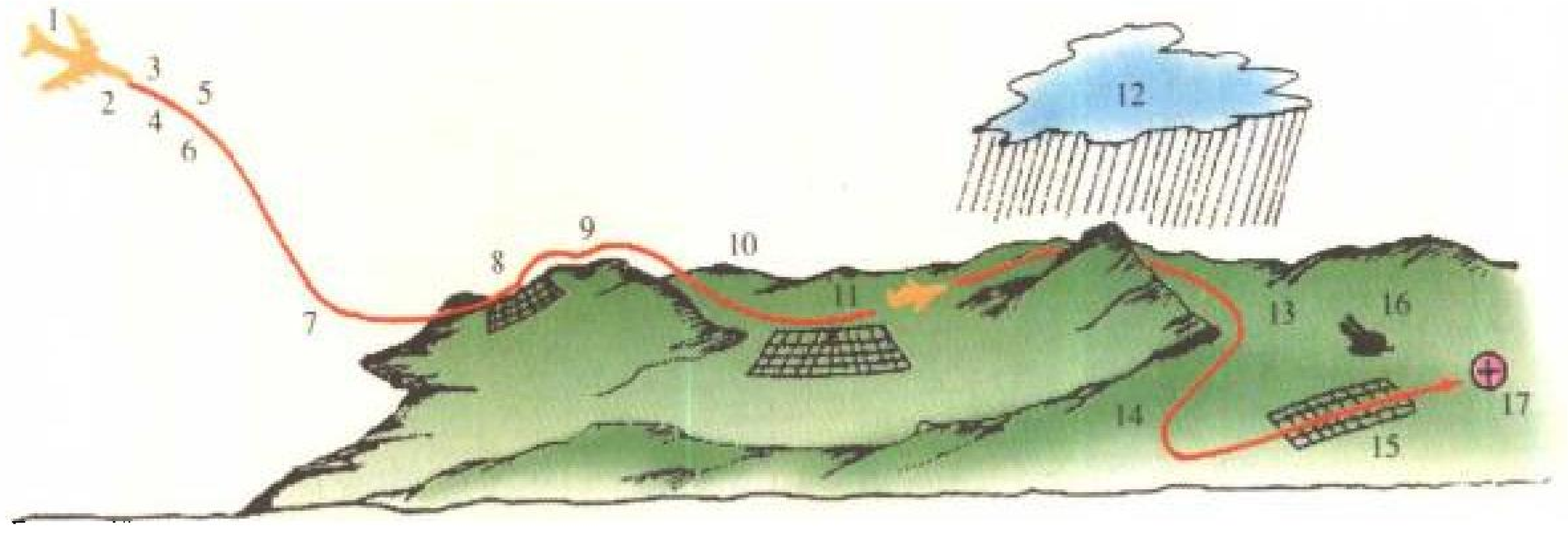
式中 X_a为发动机进气道的附加阻力；$X_a=\int_0^i(p-p_{amb})\,\mathrm{d}A$，此处$p$是沿进气流管上的压力值；$X_p$为发动机外皮的压差阻力，$X_p=\int_i^c(p-p_{amb})\,\mathrm{d}A$，此处$p$是沿发动机外皮上的压力值；$X_f$为发动机外皮摩擦阻力；$\mathrm{d}A$为发动机外皮微元面积在与发动机轴线垂直平面上的投影。（撰写：刘兴洲）

kongqing dianzi duikang taishi zhencha he jianshi xitong

空情电子对抗态势侦察和监视系统 reconnaissance and surveillance system of EW situation in the air 供防空方侦察与监视在作战空域内敌方电子对抗软硬杀伤威胁环境的空间分布及随时间变化状况的一套完整的系统。其功能是：使防空方可清楚地掌握作战空域内的空中电子对抗态势分布，具体指空袭方专用电子战飞机及带干扰的作战飞机的航迹、分布空域、距离区段和作战意图，反辐射导弹发射攻击情况，实施的干扰类型和强度等，以便使电子战指挥官作出正确的对抗决策。其实现的技术途径有：(1) 专用的无源电子支援措施(ESM) 侦察设备和光学探测器；(2) 利用主战型导弹武器的相控阵制导雷达的被动接收状态侦察干扰空情，或专设干扰侦收分析通道和反辐射导弹识别告警电路；(3) 专用反辐射导弹识别告警系统；(4) 同类型或不同类型导弹武器雷达组网的数据融合；(5) 多传感器数据相关处理和融合；(6) 空情电子对抗态势信息处理与显示。根据作战需求，可将上述技术途径进行综合设计运用。（撰写：吴欣 审订：徐品高）

kongshe xunhang daodan

空射巡航导弹 air-launched cruise missile (ALCM) 由飞机携带并发射，攻击地面和海上目标的巡航导弹，属现代巡航导弹之一。按作战使命可分为战略和战术两种。以新型小涡扇发动机、精确制导技术、卫星导航技术、微电子技术和隐身技术为基础，按多用途、模块化、系列化原则发展的现代空射巡航导弹，除不用助推器和发射方式与同期研制的海射巡航导弹及陆射巡航导弹有所不同外，其他分系统和零部件大都是通用的。由于体积小、质量轻、精度高、成本低，空射巡航导弹不仅成为战略核武器的重要组成部分，而且可用于执行多种以前必须用核武器才能完成的常规作战任务。携带核弹头，射程600 km以上的空射巡航导弹的部署数量，在美苏限制战略武器会谈协议中受到限制。常规空射巡航导弹是远程、多用途、智能化、精确制导武器的主要发展类别，将主要用于在纵深打击、进攻性防御、海上攻击和空袭支援等作战任务中对各种严密设防的高价值目标进行精确打击。（撰写：毕士冠 审订：姚绍福）



现代空射巡航导弹载机与发射示意图

1—B-52 G在3 km高度发射AGM-86 B；2—导弹从发射架中投放出来；3—进气斗弹出，升降副翼展开；4—垂直尾翼展开；5—涡扇发动机启动；6—弹翼展开；7—导弹下降至离海面20 m高度转入巡航状态；8—初见陆地，进行首次地形匹配；9—在离地100～500 m高度上飞越山岳地区；10—遭受强风干扰；11—中段地形匹配，在离地面50 m高度上飞越平原地区；12—遭受暴风雨干扰；13—避开防空系统；14—进行地形回避，抑制地物杂波；15—末段精确地形匹配；16—防空系统；17—目标

kongtian feiji

空天飞机 aerospace plane 又称航空航天飞机。兼有高超声速运输飞机和航天运输系统功能的重复使用的航空航天飞行器。它水平起飞，以高超声速穿越大气层，进入宇宙空间，完成航空航天任务后返回再入大气层，水平着陆，经过短期维护后重复使用，可使用多达数百次。它既可进行全球性的高超音速运输、军事侦察和战略轰炸，又可完成将大型卫星送入地球轨道、维护或回收在轨卫星、为空间站运输人员和货物、执行航天军事任务等航天使命。空天飞机按其组成形式和入轨方式可分为两级入轨空天飞机和单级入轨空天飞机两大类。两级入轨空天飞机由运载级和轨道级组成，其代表方案为德国“森格尔”空天飞机（图1）。单级入轨空天飞机集运载级和轨道级于一身，其代表方案为英国“霍托尔”空天飞机和美国“国家空天飞机”（图2）及其试验机X-30。空天飞机的关键技术主要有超燃冲压发动机或多循环组



图1 德国“森格尔”空天飞机方案



图2 美国“国家空天飞机”方案

合发动机，结构、防热与推进一体化设计及其材料，流体力学计算与模拟试验设施，飞行管理系统等。由于一系列技术难题难于解决，且耗资巨大，研制周期长，20世纪末各国均停止方案论证，转向首先突破关键技术。

（撰写：韩鸿硕　审订：刘恒振）

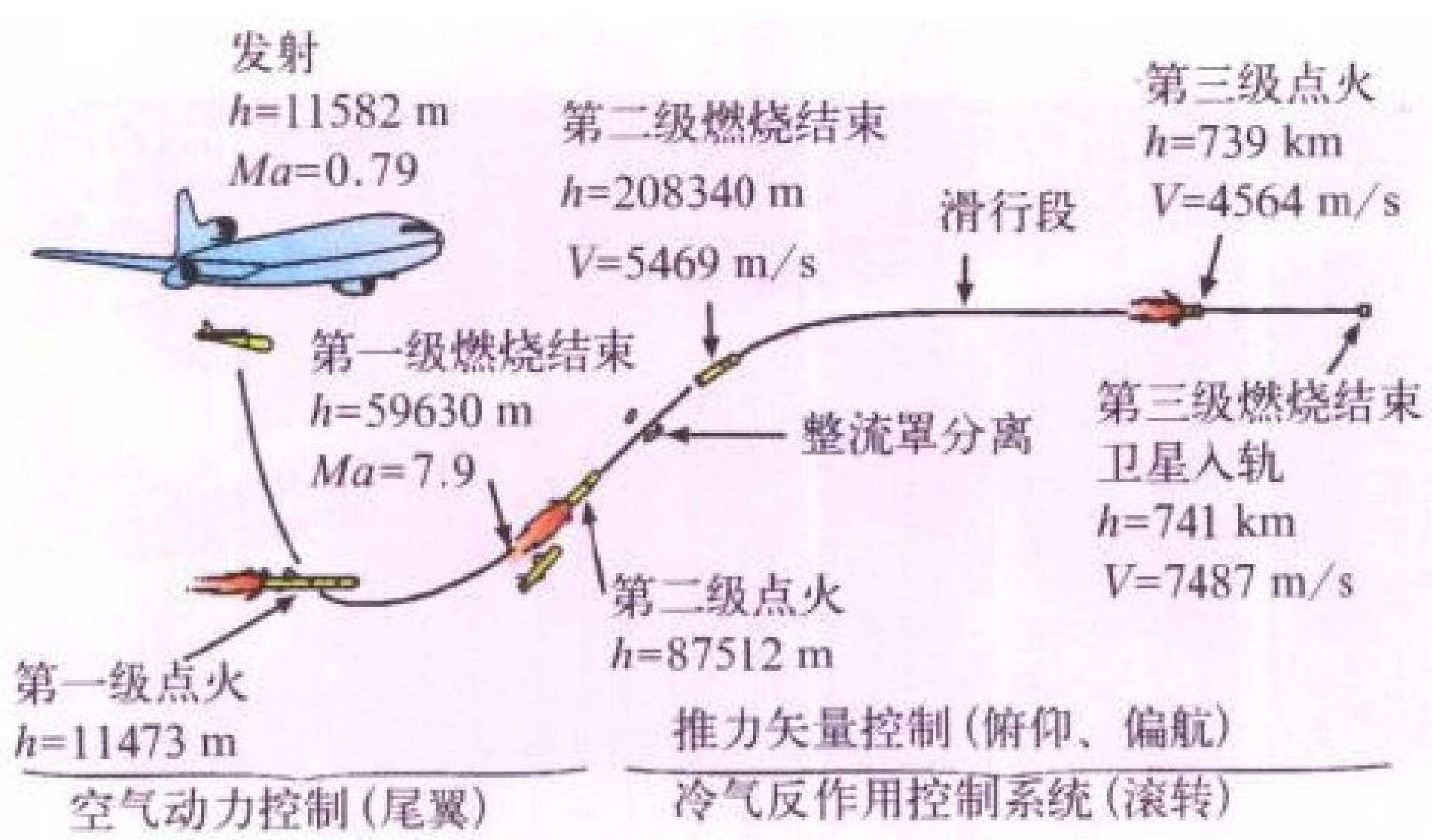
kongtiao jinghua qianyinche

空调净化牵引车　air conditioning and purification tractor　卫星或飞船等航天器在公路运输过程中所使用的牵引车辆。它由车辆底盘、上装设备和空调与净化设备等组成，可在牵引运输的同时对整流罩内部的温度、湿度和洁净度进行控制。该车具有加热、制冷、除湿和空气过滤等功能。

（撰写：周　侠　审订：蔡连贵）

kongzhong fashe yunzai huojian

空中发射运载火箭　air-launched launch vehicle　简称空射运载火箭。用飞机携带至高空发射的运载火箭。是一种较小型的运载火箭，主要用于向各种倾角的低地球轨道发射小型卫星。其优点是：发射位置、发射方向灵活；所需地面设施、人员和勤务工作少；发射场安全问题少；可快速频繁发射；因高空空气稀薄，空气阻力小，加上载机赋予的初始能量，故可减少火箭的推进剂量，提高喷管膨胀比，从而提高推进效率和有效载荷比。空中发射运载火箭的体积和质量受载机的限制而不能太大，并大量采用复合材料以减轻质量。美国的“飞马座”是目前世界上唯一正式应用的空射运载火箭，它是一种带翼的3级小型运载火箭。3级均采用固体火箭发动机，并可加装使用肼燃料的第四级；采用惯性加GPS制导，气动力加推力矢量控制；长16.8 m，直径1.27 m，翼展6.71 m，发射质量22.58 t。它由L-1011型飞机携带至12 km高空以



“飞马座”运载火箭发射、飞行过程示意图

0.8 *Ma*的速度发射。可将279 kg有效载荷送入463 km极轨道，或将382 kg有效载荷送入463 km赤道轨道，若加装第四级，可将165 kg有效载荷送入地球同步转移轨道。“飞马座”于1990年4月5日首次发射，至1999年12月已发射28次，成功率为89.3%。

（撰写：李双庆　审订：刘恒振）

kongzhong fusheyuan dingwei yu gongji xitong

空中辐射源定位与攻击系统　positioning and attacking system to air radiation source　对空中辐射源实施被动探测、跟踪和拦截的武器装备。在现代空袭与反空袭的攻防对抗中，作为进攻方其预警指挥飞机和远距离支援干扰飞机的作用不容低估，它是整个空袭体系的核心与力量的倍增器；作为防御方则首先打击预警指挥飞机和远距离支援干扰飞机，夺取战场上的制电磁权，确保己方防御体系及装备发挥最大效能，变消极防御为积极防御。采用远程反辐射地空导弹对带有强辐射源特征的这类目标实施攻击是一种行之有效的作战手段。空中辐射源定位与攻击系统便是实现这一目标的武器装备之一。采用地面无源定位跟踪系统对带辐射源的空中运动目标进行定位与跟踪，并引导远程反辐射导弹去拦截和杀伤目标。

（撰写：阮文杰　审订：吴　欣）

kongzhi dandao

控制弹道　control trajectory　将导弹视为可控飞行器进行设计和计算的弹道。在视为具有6个自由度的空间刚体的导弹运动方程组中加入了表征导弹飞行控制系统控制性能的控制方程组，联立求得导弹质心的运动轨迹和飞行姿态。对导弹而言，大多是可控制的。但在研制过程中，会有无控导弹存在，其弹道应为无控弹道。由于导弹空间运动除质心运动外，还有绕质心的旋转运动，在理想控制情况下，可视计算得到的弹道为理想弹道。但当计及各种干扰因素时，即使控制系统理想工作，对不同干扰因素所计算出的控制弹道也不一样。由于控制系统自身固有的原因，如死区、限幅、延迟等非线性因素，即使不计及外界干扰，仅考虑控制系统因素，即在控制方程中计及实际工作情况，亦可计算出不同的控制弹道。控制弹道是导弹飞行精度的主要评定依据。

（撰写：邵继法　审订：关世义）

kongzhi xitong fangzhen

控制系统仿真　control system simulation　利用模型对控制系统的性能进行实验研究的技术。在设计控制系统的过程中需要反复检验所设计系统的品质，控制系统仿真就是一种主要的检验手段。现代的控制系统正变得越来越复杂，因此仅通过简单的计算很难准确判断控制系统的性能好坏和控制算法设计得是否合理。而通过计算机仿真可以迅速和准确地得到控制系统在各种条件下的时域响应，这样就可以保证快速、有效地设计复杂的控制系统。参见制导控制系统仿真。

（撰写：张奕群　审订：彭冠一）

kongzhi xitong xianchangyong sanziyoudu fangzhen pingtai

控制系统现场用三自由度仿真平台　three-degree-of-freedom simulation platform used in control system field　由仿真转台本体和控制柜组成的控制系统的综合测试设备。它模拟飞行器（导弹、火箭等）的3个姿态角运动，即实现俯仰、偏航、滚动姿态角运动，提供符合飞行器飞行中的角位置和角速度。安装于三自由度仿真平台上的惯性测量装置（陀螺稳定平台、捷联惯性组合）敏感仿真平台的3个姿态角运动，输入给弹上计算机，按给定的控制规律运算，实现控制系统的软硬件联合测试，对控制系统设计的正确性进行试验验证。

（撰写：佟明铎　审订：仲伟生）

kuashengsuliu

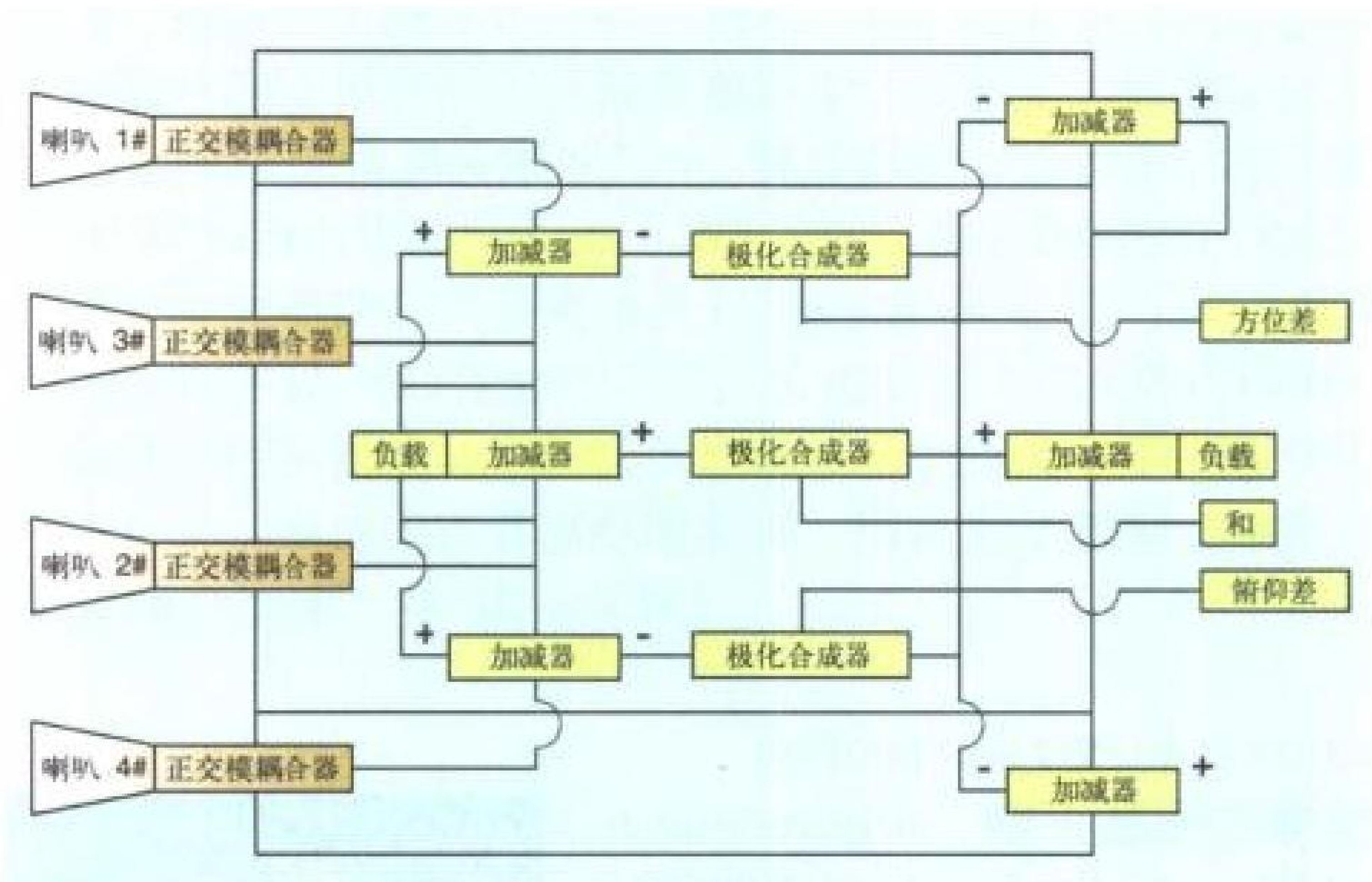
跨声速流　transonic flow　流场中各点的流速都在声速附近的流动。跨声速流的来流马赫数一般在0.8～1.3范围内。跨声速流的特点是常在局部超声速区的下游出现激波，以及由于激波和边界层的相互作用而引起气流分离。这种现象使得作用在物体上的气动力产生剧烈且复杂的变化，甚至导致发生激波失速及抖振等有害的气动现象。跨声速流的流场是既含有亚声速区又含有超声速区的混合流场，二者的分界线位

置在求解前是未知的。因此，跨声速流场的控制方程是具有内部未知边界的混合型偏微分方程。对该类方程无论是进行理论分析还是数值求解都有较大难度。在跨声速流动中，大部分气流速度接近声速，与扰动传播的速度相近，使得扰动主要集中在与来流方向大致垂直的方向上。这样，在风洞试验中，从模型表面产生的扰动打到壁面后很容易直接反射到模型上，这种严重的沿壁干扰给跨声速的试验研究带来很大的困难。很多类型的飞行器在跨声速范围内飞行。此外，航空发动机的叶栅流场、火箭发动机喷管喉部附近的流场以及钝体超声速绕流时引起的弓型激波后的流场中，都存在跨声速流。因此，跨声速流的研究有广泛的应用价值。

（撰写：王侠超　审订：郑盛火）

kuaisu bianjihua danmaichong kuiyuan

快速变极化单脉冲馈源　fast swift polarization monopulse feed　具有单脉冲跟踪和快速改变极化状态双重功能的馈源。在馈源设计中，为了减小电轴随极化状态改变的漂移，一般采用先和差后变极化的方案，实质上就是由双极化单脉冲馈源和极化合成网络构成变极化单脉冲馈源。在极化合成网络中用移相器来调整两种极化波的相位，用可变的功率分配器来调整两种极化波的幅度，从而得到任意极化状态的馈源。如果在极化合成网络中采用一分二的等功率分配器，移相器相移量取$\pi/2$的整数倍，那么馈源就具有$\pi/4$线极化、$(3/4)\pi$线极化、左旋圆极化、右旋圆极化4种极化状态。下面是这种能够实现双线极化和左右圆极化功能的变极化单脉冲馈源的电原理图。

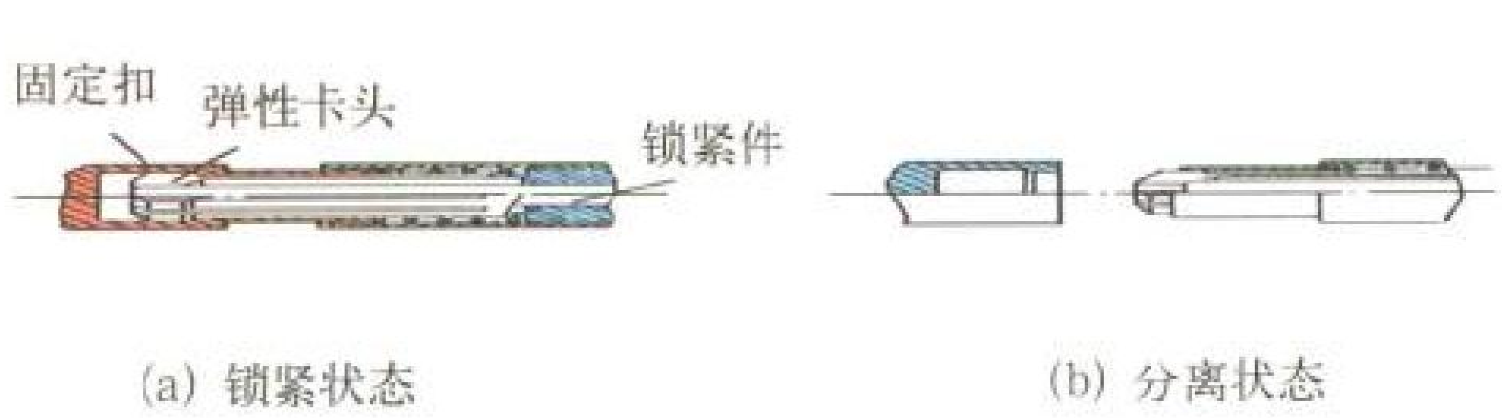


馈源电原理图

（撰写：高文斌　审订：谢胜斌）

kuaisu fenli suojin zhuangzhi

快速分离锁紧装置　quick-release locking device　在需要断开连接器时能迅速解锁，使插头插座完全分离的一种锁紧装置。附图为弹性卡头式锁紧装置，它由弹性卡头（活动锁）、固定扣（锁扣）和锁紧件3部分组成。快速分离锁紧装置按有无锁紧件可分为自锁式（无单独的锁紧件）和他锁式（有单独的锁紧件）；按锁紧性质可分为破坏式和非破坏式；按活动锁的特点可分为钢球式和弹性卡头式。在脱落—分离式连接器中常用他锁非破坏钢球式和弹性卡头式两种。快速分离锁紧装置是脱落—分离式连接器的重要部件。快速分离锁紧装置的锁紧能力由锁紧力、锁紧行程和锁紧功等参数确定。



弹性卡头式锁紧装置示意图

（撰写：马宝国　审订：刘坤山）

kuaisu jianyacang

快速减压舱　rapid decompression chamber　模拟载人航天器或飞机的密封舱由于突然性损毁产生的急剧减压情况，用以研究急剧减压对人体的影响和制定防护措施的试验设备。其工作原理是：体积较小的试验舱通过配有钢化玻璃隔板和爆炸枪组的管道与负压筒相连，负压筒的容积是试验舱的数十倍甚至上百倍。试验开始之前，用真空泵组将负压筒抽为近似真空。试验时控制爆炸枪将钢化玻璃击碎，试验舱和负压筒连通，两个舱内压力在瞬间达到新的平衡，从而使试验舱的压力瞬间降至原来的几十分之一甚至百分之一。随着载人航天事业的发展，爆炸减压舱已经被新一代设备——应急生保试验舱所取代。应急生保试验舱主舱是模拟载人航天器密封座舱，进行航天器环境控制生保系统运行试验的地面模拟设备。其主要功能是模拟航天器在轨飞行时舱内压力和温度的变化规律，为载人航天器环境控制生保系统试验提供舱内真实环境，以检验环境控制生保系统在这种特定环境下能否安全可靠运行。此外，它还可以模拟航天器在轨飞行时的应急工况：舱体受损、舱压急剧下降，检验环境控制生保系统在应急工况下能否确保航天员的安全。应急生保试验舱的容积、额定压力、温度、减压速度、减压效果、减压维持时间等都能充分满足设计要求，它已完全可以代替旧式的爆炸减压舱。

（撰写：张福冬　审订：魏金河）

kuaisu qishu tiaoping xitong

快速起竖调平系统　quick erecting and leveling system　战术或战略导弹发射车进入发射阵地后，快速地将导弹从水平状态转为垂直或倾斜发射状态所用的一套系统。该系统主要包括能源、调平和起竖等3部分。能源部分主要采用液压能源，战略导弹发射车也有用固体火药作为能源的。调平部分可根据发射车的不同，将发射车底盘或起竖回转轴调为水平，以保证起竖前的基准水平。起竖部分通过起竖油缸、起竖臂或发射筒将导弹从水平状态起竖为发射状态。快速起竖调平系统中的“快速”主要指调平起竖时间要短，是一个相对的概念，指标会随着科技的进步而提高。20世纪末在国外，“快速”通常指战术型号的起竖调平时间小于1 min，战略型号的起竖调平时间小于2 min。

（撰写：蔡旭东　审订：王瑞铨）

kuaisu zengya qiping

快速增压气瓶　quick-pressuring air bottle　快速使燃料箱达到额定压力的贮气装置。燃料箱中有气垫，气垫容积会随温度变化，温度低，气垫容积大，温度高，气垫容积小。在开始启用燃料箱时必须先使气垫的压力快速增至额定压力，以达到发动机快速起动的目的。由于主气瓶的压缩气体减压后才进入燃料箱，压力低，气垫增压的速度比较慢。为了加快这一进程，在主气瓶之外增加一个快速增压气瓶。快速增压气瓶体积较小，内部的压缩气体压力可达32 MPa，只用来使

气垫迅速增压。为了提高增压速度，该气瓶可不设减压器。

（撰写：程汉杰　审订：陆锡良）

kuanboshu

宽波束 wide beam　天线辐射方向图主瓣覆盖较大角度范围的波束。覆盖较小角度范围的称为窄波束。波束宽窄没有严格定义，一般根据应用情况给予相对的名称。通常宽波束因其覆盖范围比窄波束大，能量分散，故增益比窄波束低。

（撰写：刘　波　审订：高逆正）

kuandai beidong leida daoyintou

宽带被动雷达导引头 wideband passive radar seeker　不发射、只接收电磁波并且接收电磁波的频率范围较宽的雷达导引头。被动雷达导引头是反辐射导弹的关键部分，是反辐射导弹的信息传感器。被动雷达导引头接收目标辐射源有意或无意辐射的电磁波信号，检测出目标辐射源相对于导弹的角位置(有时还包括角位置变化速度)信息，导弹控制系统将该信息转化成导弹的控制信号，控制导弹跟踪目标辐射源，直至命中目标辐射源。其基本组成包括天线高频系统、测向接收系统、信号处理系统。一般采用单脉冲测向体制：比幅、比相、比幅／比相。根据被动雷达导引头可攻击目标雷达的频率覆盖范围，一般采用如下的相对带宽定义

$$\mu=\frac{f_H-f_L}{\frac{1}{2}(f_H+f_L)}$$

式中 f_H 和 f_L 分别为被动雷达导引头可攻击目标雷达的频率覆盖范围的最高频率和最低频率。通常，被动雷达导引头跟踪相对带宽 μ 可划分如下：若 $\mu<0.01$，则属于窄带被动雷达导引头；若 $\mu=0.01\sim0.25$，则属于宽带被动雷达导引头；若 $\mu>0.25$，则属于超宽带被动雷达导引头。

（撰写：袁　雯　审订：程　黎）

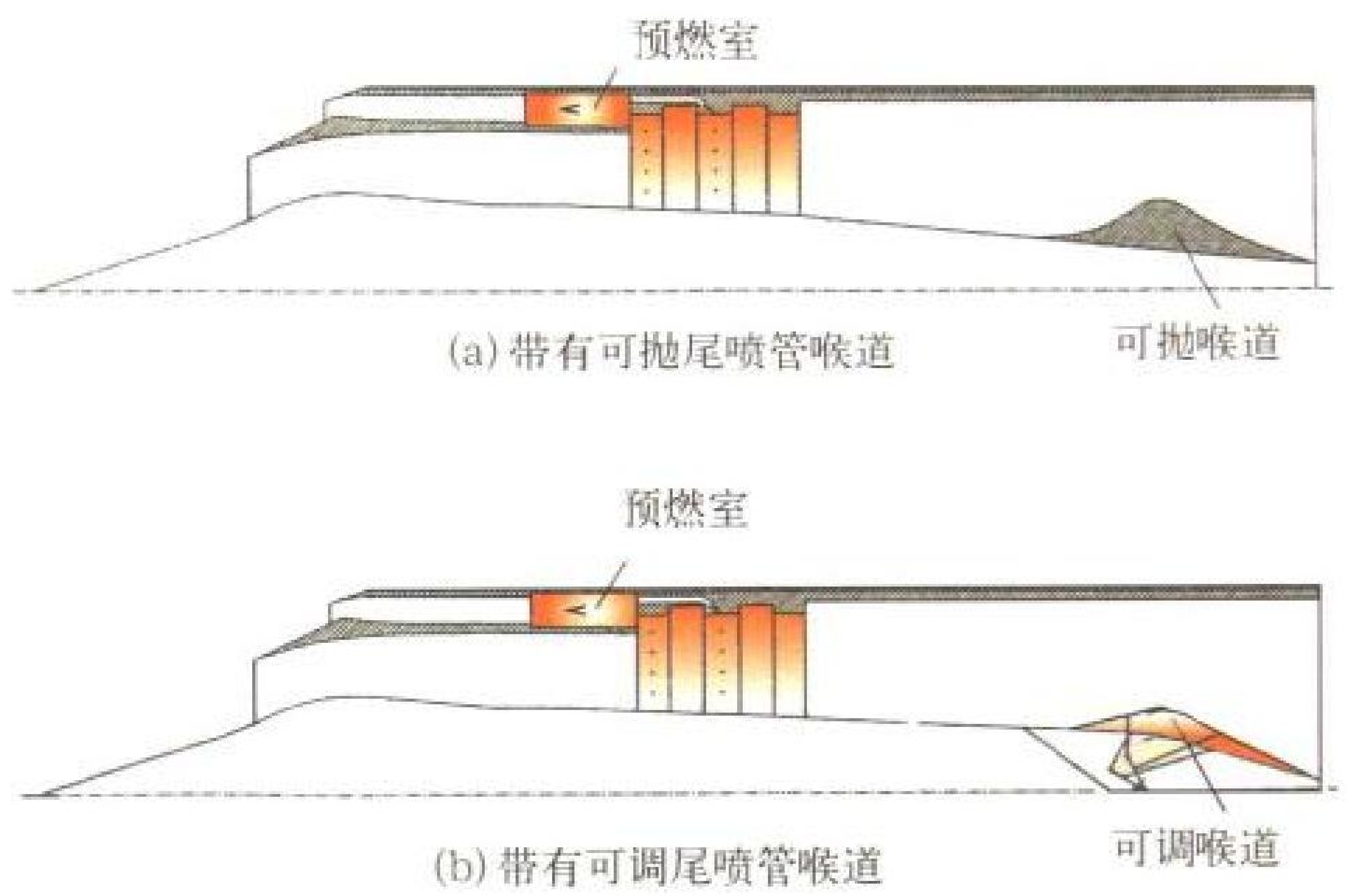
kuandai tianxianzhao

宽带天线罩 broadband radome　在相对频带比较宽的范围内能保持良好电气性能的天线罩。天线罩的电气性能对频率敏感，按规定频率设计的天线罩壁厚，在偏离设计频率时会引起反射和相位差的改变，使天线罩的电气性能偏离最佳值。由于导引头采用跳频或频率捷变技术，以及导引头、引信一体化技术，要求天线罩工作在较宽的频带内，特别是反辐射导弹武器，对天线罩提出了非常宽的频带要求，有的要求达到2～18 GHz，甚至更宽，宽带天线罩是导弹天线罩发展趋势中的一个重要方向。天线罩要获得宽频带性能，一般有以下几种技术途径：(1) 采用极低介电常数的介质材料；(2) 采用薄壁结构；(3) 采用特殊的夹层结构；(4) 采用含特种金属物的介质材料。

（撰写：余慧龙　审订：王　伟）

kuanmaheshu chongya fadongji

宽马赫数冲压发动机 wide Mach number range ramjet　通过几何调节在亚声速燃烧到超声速燃烧的宽马赫数范围工作的液体冲压发动机。它的飞行工作马赫数范围在2～7之间，主燃料为液态碳氢燃料（煤油等)。这类发动机采用可调（或可抛）尾喷管喉道的办法，实现亚燃冲压发动机转换到超燃冲压发动机的工作过程。当飞行马赫数达到4.5～5.0时，发动机燃烧室由亚燃燃烧室变为超燃燃烧室。这种双燃式冲压发动机在预燃室中实现碳氢燃料点火与燃烧。对双燃料（氢＋煤油）来



双燃式冲压发动机示意图

说，可用燃烧的氢点燃煤油，无需预燃室。该发动机在飞行马赫数2.0～2.5接力工作时，具有足够的推力，用于加速飞行器。宽马赫数冲压发动机可用在远程高速飞行的导弹和无人驾驶飞机上，天地往返系统也可采用。对一次性使用的导弹武器，采用结构简单的可抛喉道。

（撰写：司徒明　审订：史新兴）

kuanshichang yaoganqi

宽视场遥感器 remote sensor with wide field　具有对大范围地球表面及大气层进行观测的能力的航天光学遥感器。主要用于获取快速变化事件和有长期高时间分辨率要求事件的变化信息，如环境污染、洪涝灾害、中长期天气预报、海洋环境变化等。宽视场光学遥感器通常采用光机扫描和视场拼接等途径来实现宽视场观测。如“地球观测系统”(EOS) 卫星配置的中分辨率成像光谱仪 (MODIS) 利用光机扫描实现110.8°观测视场；“欧洲环境卫星”1号配置的中分辨率成像光谱仪 (MERIS) 采用5个镜头组合实现72°观测视场。宽视场遥感器正向进一步扩大视场，提高空间分辨率、光谱分辨率和辐射分辨率，降低系统体积、质量和功耗等方向发展。

（撰写：高　军　审订：金志煜）

kunbangshi yunzai huojian

捆绑式运载火箭 strap-on launch vehicle　在第一级芯级外围捆绑有助推器的多级运载火箭。助推器数量可根据运载能力的需要来选择。捆绑式运载火箭的各助推器与芯级纵轴平行（或倾斜一个小角度)。发射时可以是助推器先点火工作，推进剂耗尽后分离，然后芯级第一级发动机点火工作继续飞行，也可以是助推器与芯级第一级发动机同时工作，然后依次抛掉或同时抛掉。捆绑式运载火箭可以有效地提高运载能力。捆绑式运载火箭的优点是：(1) 长度短，箭体的弯曲刚度比细长火箭好；(2) 发射时各助推器与芯级第一级发动机可在地面同时点火，点火可靠性高；(3) 由于使用通用件或已有火箭组合，因此可以简



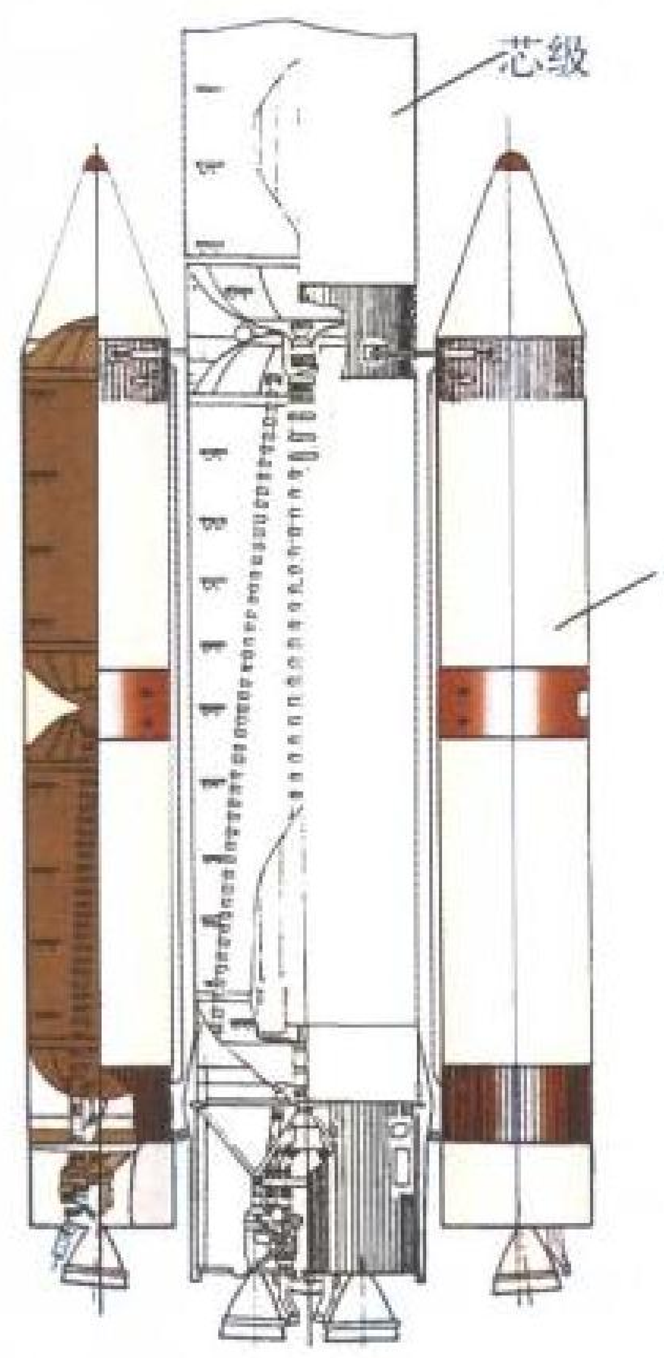
捆绑9台固体助推器的“德尔它”2运载火箭

化和加快大型运载火箭研制工作，节省经费；(4) 各部分能做成可拆卸的，因此运输比较方便。它的缺点是：(1) 火箭径向直径大，发射设备比较复杂；(2) 火箭部件多，全箭可靠性降低；(3) 助推器分离干扰大；(4) 气动阻力大。捆绑式运载火箭多年来一直得到各国的广泛应用，例如中国的“长征”2号E和“长征”3号B，美国的“德尔它”2和3、“大力神”3和4，欧空局的“阿里安”4和5以及日本的H-2等。有些新研制的运载火箭还形成系列化，通过使用公共芯级并捆绑不同数目和类型的助推器，形成具有不同运载能力的运载火箭系列。有的运载火箭甚至助推器和芯级第一级完全相同，通过模块化组装形成运载能力很大的重型运载火箭。运载火箭实现通用化、系列化、模块化和标准化有利于降低成本和提高可靠性。（撰写：才满瑞　审订：朱维增）

kunbangshi zhutuiqi

捆绑式助推器　strap-on booster　在运载火箭或导弹上与第一级芯级并联(纵轴平行或倾斜一个小角度)安装连接的助推器。它在起飞和爬升段为飞行器提供辅助推力，完成助推任务后从飞行器上分离抛掉。捆绑式助推器可以采用液体火箭发动机，也可以采用固体火箭发动机。捆绑式助推器与飞行器第一级之间的连接一般采用机械分离连接结构。捆绑式助推器在各种运载火箭上得到了广泛应用。

（撰写：马金涛　审订：朱森元）



捆绑式助推器

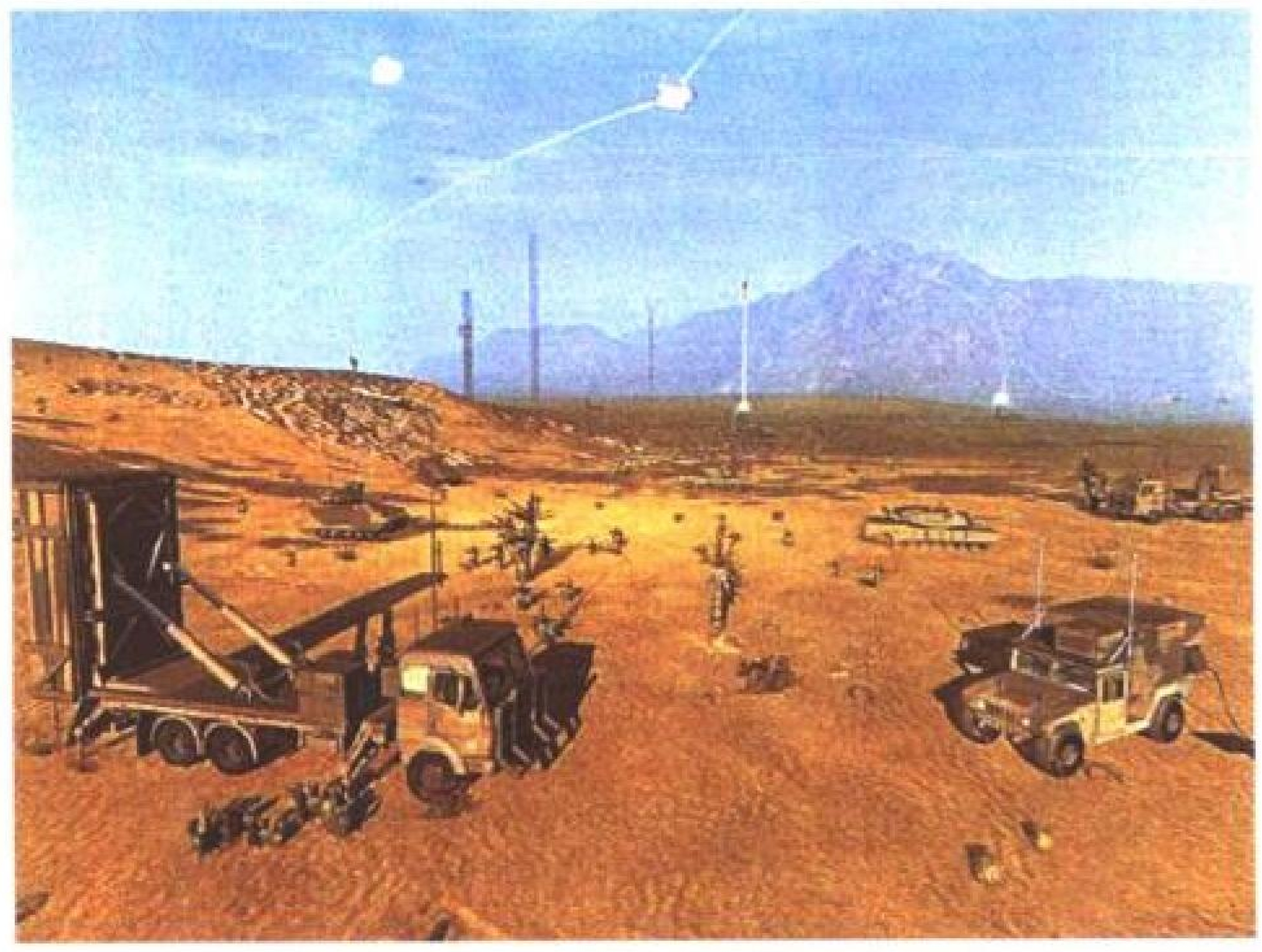
kuosan huoyan

扩散火焰　diffusion flame　反应物的混合和燃烧同时进行而产生的火焰。燃烧可概括为两个基本过程：燃料与氧化剂分子进行质量交换的扩散过程及混合物发生反应的过程。前者是物理过程，后者是化学过程。如果物理过程长，燃烧时间主要取决于扩散时间，这种燃烧称为扩散燃烧。否则为动力燃烧(或称为预混燃烧)。在实际燃烧的高温条件下，化学反应的速度是很快的。如果分别供给燃料及氧化剂，并使之在反应器内燃烧，则无论怎样强化混合过程，扩散时间仍比反应时间长得多，所以此时的燃烧属扩散燃烧。扩散燃烧产生的火焰称扩散火焰。它有层流扩散火焰和紊流扩散火焰之分。非均相燃烧属扩散燃烧，产生的多是紊流扩散火焰。

（撰写：刘志武　审订：刘霓生）

kuozhan de zhongcheng fangkong xitong

扩展的中程防空系统　Medium Extended Air Defense System (MEADS)　美国、德国与意大利3国联合研制的一种兼有反飞机和反巡航导弹、低层反战术弹道导弹能力的机动式防空



扩展的中程防空系统作战示意图

导弹系统。该系统主要用于保护机动作战部队，其特点是既可反飞机又可反巡航导弹和战术弹道导弹，机动性比现有的“爱国者”导弹防御系统好。该系统的1个火力单元由1部全向探测雷达、1辆携带8～15枚动能杀伤拦截导弹的发射车及指挥与控制设备等组成，可用C-130飞机空运到战区。1995年2月，美国、法国、德国、意大利4国在巴黎签署合作发展该系统的意向声明，后来法国决定退出。该计划于1996年正式开始方案拟定与验证研究，1999年5月进入为期3年的风险降低阶段计划，以解决所有的技术难点。

（撰写：高雁翎　审订：王毓兰）

kuozhan fangkong

扩展防空　extended air defense (EAD)　在传统的对付飞机等吸气式飞行器防御概念的基础上，增加反弹道式和反飞航式导弹目标的防空概念。扩展防空概念体现了现代防空武器防空与反导作战并重的思想，要求防空系统不仅能够拦截各种作战飞机，还能拦截各种战术导弹(包括战术弹道导弹、巡航导弹、空对地导弹、反辐射导弹、反舰导弹等)，特别是反战术弹道导弹。例如，美国的“爱国者”PAC-2和PAC-3、“霍克”改型、海军低层区域防御系统以及北约的扩展的中程防空系统，均专门扩展了反战术弹道导弹和其他战术导弹的能力。

（撰写：万自明　审订：成楚之）



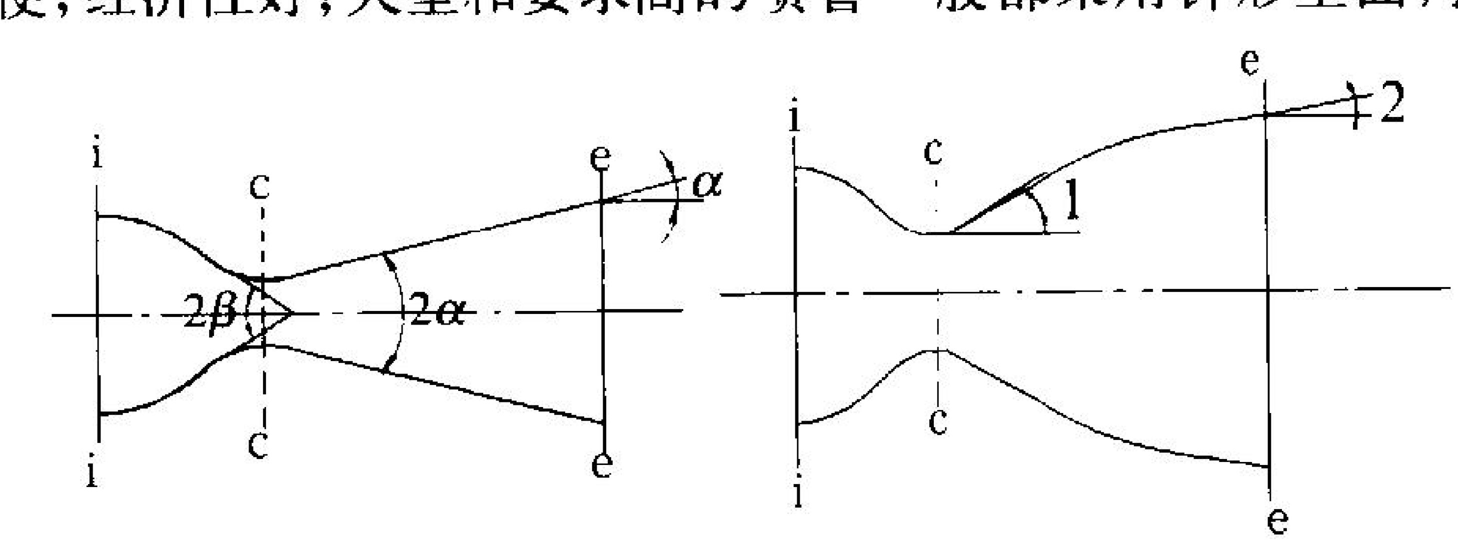
L pinduan

L 频段 L band 按照通常的频段划分，频率范围为 1.12～1.70 GHz,对应波长范围 26.79～17.65 cm 的频段。根据国际电信联盟无线电规则第 8 条，L 频段在空间应用方面有：空间操作、空间研究、广播卫星、移动通信业务卫星、地球探测卫星、气象卫星、无线电测定卫星、无线电导航卫星等。L 频段波长相对长一些，信号在空间传输中损耗比较小，适合移动通信业务。L 频段除空间应用外，地面应用也很广泛，因此频率资源紧张。实际使用中分配的频带很窄，需要采用频率复用技术提高频带的利用率。普遍采用多个空间分隔的方向性天线，按满足隔离度要求使用同一个频带。小型移动通信卫星多采用 L 频段进行组网。在选用 L 频段中的具体频率时，需要注意有关规则和定期修改的内容以及业务的种类。

（撰写：陈豪 审订：张伟）

lawa'er penguan

拉瓦尔喷管 Laval nozzle 将工作流体从亚声速加速到超声速气流的先收缩后扩张形式的喷管。这种喷管于 1883 年由瑞典工程师拉瓦尔发明并首先在蒸汽涡轮上采用，以后在工程上得到广泛应用。拉瓦尔喷管按其型面形状可分为锥形喷管和钟形喷管，主要区别是喷管扩张段的型面不同，如图所示。喷管最小的流通截面 c–c 称为喉面或临界截面，i–i 截面和 e–e 截面分别为进口和出口截面，都是表示喷管特性的特征截面，2β 为收敛角，2α 为扩张角。收敛段的功用是使亚声速气流加速到喉部达到声速，其形状对整个喷管性能影响较小，小型喷管一般采用锥形，2β 为 90°～120°；大型发动机一般采用曲线型面，2β 为 45°～90°，主要考虑喉部附近流场畅通，减少进口涡流，减小流动损失。扩张段的功用是使喉部达到声速的气流继续膨胀加速到超声速，它的形状对喷管性能和尺寸影响很大。扩张段型面分为锥形和钟形两大类，小型和要求不高的喷管一般采用锥形型面，2α 为 24°～40°，它工艺简单，加工方便，经济性好；大型和要求高的喷管一般都采用钟形型面，扩张段初始扩张半角为 24°～36°，出口扩张半角为 12°～18°，它与燃气流线相适应，流动损失小，壁面烧蚀小，喷管效率高，并且喷管长度短，质量轻。



拉瓦尔喷管示意图

1—初始扩张半角；2—出口扩张半角

（撰写：王树声 仲瑞昌 审订：黄坚定）

lanjie kongyu

拦截空域 interception zone 又称导弹作战空域。指防空导弹（拦截器）拦截目标的高度、距离、射角、航路捷径等限制条件所包围的空间。早期防空导弹的作战空域按 3 个区域划分，即中高空、中低空、低空超低空。完全由高度来划分空域的作法主要是基于空气密度和导弹与目标的机动性。由于作战方式的改变，导弹性能的提高，目前对拦截空域的划分既考虑高度又考虑射程。例如，在高度方面，150 m 以下为超低空，150 m～6 km 为低空，6～15 km 为中空，15 km 以上为高空；在射程方面，10 km 以下为近程，10～50 km 为中程，50～100 km 及以上为远程。新型防空导弹多向扩大其拦截高度及射程范围发展，形成跨空域的高效能防空武器。随着反卫星、反导弹需求的增加，还应进一步定义对不同轨道高度的空间目标的拦截空域。对拦截器划分空域，主要是为了了解武器的作战能力、它所拦截的目标种类和保卫的基本区域，同时也可以了解它的技术难度和技术水平。例如，远程与近程除了动力系统的差别外，飞行轨迹与制导方式会有很大差别；大气层内、外的拦截器则在产生机动力和控制力方面有很大差别，在速度特性与制导技术上受到不同的限制。拦截空域是导弹作战最重要的指标之一。确切地说，一种导弹对不同的目标有不同的拦截空域，不应简单对待。

（撰写：成楚之 审订：金玉华）

laohua

老化 aging 固体推进剂在贮存过程中所发生的复杂的物理化学变化现象。它是能导致推进剂力学性能、弹道性能和安全性能降低的现象。影响固体推进剂老化的原因有两种：内部因素和外部因素。内部因素包括推进剂组分的化学变化，如聚合物网络结构状态的变化，氧化剂和增塑剂的分解，其他组分的化学反应等；推进剂组分的物理变化，如增塑剂、燃速调节剂或稀释剂的迁移、晶析、汗析、挥发、固体颗粒/粘合剂基体之间的脱湿、增塑剂的结晶等。外部因素包括温度、湿度、氧化、真空、辐照和机械应力等外界环境条件的作用。温度升高对老化的化学反应起加速作用；温度降到某一值时可能使增塑剂结晶；水分和氧气将引起氧化或水解反应；高能射线辐照会影响推进剂的弹道性能和力学性能；机械应力超过某个阈值时会使材料性能恶化。固体推进剂老化是影响固体火箭发动机使用寿命的重要原因。

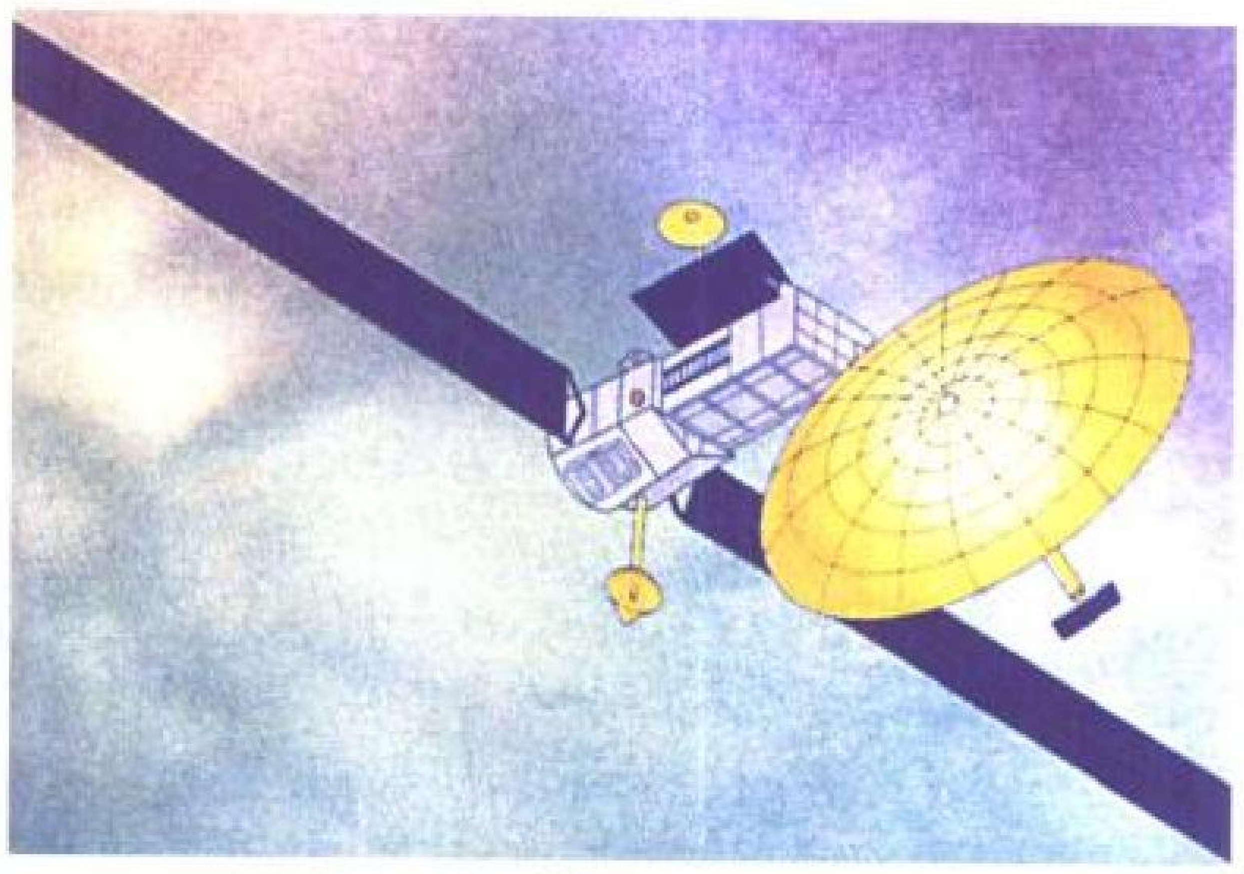
（撰写：唐菊花 审订：姚润森）

laolian

老炼 burn-in 见综合卷。

leida chengxiang weixing

雷达成像卫星 radar imaging satellite 利用星载雷达进行成像观测的人造地球卫星。雷达成像卫星接收星载雷达发射的经目标反射的电磁波信号，发送回地面后，经进一步处理，获得目标图像。一般所采用的雷达为合成孔径雷达，它是利用卫星与目标的高速相对运动，把较小尺寸的真实天线孔径用数据处理的方法合成为一个较大等效天线孔径的雷达。雷



美国“长曲棍球”雷达成像侦察卫星

达成像卫星分辨率高，能全天候工作，在军事和民用方面都有广泛的应用。在军事方面，美国从1988年至今已发射了3颗“长曲棍球”雷达成像侦察卫星，其地面分辨率优于1 m，可穿透掩盖物和识别伪装。在民用方面，美国、前苏联／俄罗斯、欧洲、日本、加拿大等都相继发射了雷达成像卫星，在海洋观测、地球资源和环境监视等应用领域发挥了重要作用。

（撰写：梁 巍　审订：朱毅麟）

leida daoyintou

雷达导引头 radar seeker　用于目标探测、跟踪并向导弹控制系统提供目标位置及运动参数，导引导弹飞向目标的弹上雷达装置。根据雷达导引头获取目标信息的能量来源状况，可以分为主动雷达导引头（本身带有辐射源）、半主动雷达导引头（设置于弹体外的专用照射设备向目标辐射能量）、被动雷达导引头（依赖于目标的辐射）以及以上方式的复合雷达导引头。由于导弹尺寸限制，主动和半主动雷达导引头多采用3 cm或更短的波长，以便在较小的天线尺寸下获得较高的天线增益和较窄的波束。被动导引头则根据目标辐射源多样化的特点，一般均有较宽的频带。主动雷达导引头早期多用于尺寸、质量较大的反舰导弹，随着器件小型化，现已用于空对空导弹、面对空导弹及反坦克导弹。半主动雷达导引头多用于空对空和地对空导弹。被动雷达导引头则主要用于反辐射导弹。　（撰写：唐国富　审订：孙志荣）

leida daoyintou kangganrao jishu

雷达导引头抗干扰技术 radar seeker antijamming techniques　雷达导引头为了消除或削弱敌方电子干扰对工作性能的有害影响，提高自身抗干扰能力所采取的技术。主要是利用有用信号和干扰信号在载频、空间、时间、波形、极化、多普勒效应等方面的差别，提取有用的制导信号。它包括抗有源干扰技术和抗无源干扰技术。主要技术措施有：(1) 采用新的频段，快速随机地跳变频率或同时使用几个工作频率；(2) 增大雷达导引头的有效辐射功率，以提高有用信号与干扰信号强度的比值；(3) 采用低旁瓣，锐波束天线，也可以采用旁瓣对消等技术；(4) 改变信号极化，使之与干扰的极化不同以抑制干扰；(5) 采用复杂的信号形式和最佳接收技术；(6) 在雷达导引头上加装各种抗干扰电路；(7) 采用自适应抗干扰技术；(8) 采用新的工作体制。抗干扰技术措施的针对性很强，往往一种技术措施只对某一种干扰有效。因此，雷达导引头通常需要综合采用多种抗干扰技术来减轻各种干扰的影响。最有效的抗干扰技术是采用由现代控制论、人工智能、运筹学、系统工程学等发展起来的自适应抗干扰技术，它在分析干扰特性的基础上，自动地控制信号和采用抗干扰措施，将干扰的影响减至最小程度。它是雷达导引头抗干扰技术发展的一个重要方向。微波集成电路、大功率宽频带微波功率管、有捷变能力的宽频带振荡源、快速波束控制系统等微波技术以及毫米波技术和光电技术，决定着新的雷达导引头体制和抗干扰能力的提高。　（撰写：彭全政　审订：郝祖全）

leida daoyintou tizhi kangganrao

雷达导引头体制抗干扰 radar seeker system antijamming　利用雷达导引头体制自身的特性，削弱或消除敌方干扰系统的侦察、干扰和干扰效果评估能力，从而达到有效地利用电磁频谱提取有用的制导信息所采取的系统措施。雷达导引头工作体制按照辐射能源位置和信息获得的方式，可分为主动式、半主动式、被动式等；按照采用的信号波形可分为连续波导引头、脉冲导引头、脉冲多普勒导引头、频率捷变导引头等；按照提取角信息的方式，可分为圆锥扫描导引头、单脉冲导引头、相位干涉仪导引头、假单脉冲导引头等。随着固态微波功率器件、微波集成电路技术和大规模集成电路技术的发展，又有了固态导引头、数字导引头以及毫米波导引头这样一些按物理特征、信号处理特征以及新应用的工作频段分类的方式。抗干扰性能较好的雷达导引头体制有：单脉冲导引头，假单脉冲导引头，被动式导引头，频率捷变导引头，毫米波导引头，相控阵导引头和复合导引头等。单脉冲导引头的瞬时测向系统有良好的抗干扰性能，一般的单点源角度欺骗干扰对它不起作用。假单脉冲导引头具有抗回答式角度欺骗干扰的能力。被动式导引头具有跟踪干扰源和敌方雷达信号的能力，并且由于自身不辐射能量，隐蔽性好，敌方难以侦察到，不易受到敌方的干扰和攻击。频率捷变导引头能有效地抗瞄准式干扰，显著降低敌方的干扰功率密度，并有很强的抗友邻雷达导引头的同频异步干扰能力。毫米波导引头有很强的抗干扰能力，可得到很窄的波束宽度，敌方难以侦察，除非预知确切的使用频率，否则很难对其干扰。目前在毫米波段内的各种侦察、干扰手段还很弱，这也是毫米波导引头的有利环境之一。相控阵导引头的自适应能力强，抗干扰性能好，是雷达导引头的一个发展方向。单一体制的雷达导引头有它自身抗干扰的一面，也有其抗干扰措施局限性的一面。若将两种或两种以上的雷达导引头复合，或和红外导引头、激光导引头或电视导引头复合，互相弥补，将大大提高雷达导引头的抗干扰能力。随着电子技术的飞速发展，各种干扰手段越来越多，电子环境越来越复杂，雷达导引头从单一体制向复合体制发展，是一个重要的发展趋势。

（撰写：彭全政　审订：郝祖全）

leida gaoduji

雷达高度计 radar altimeter　利用雷达测距原理，精密测量航天器等到地球表面的垂直距离或地球表面起伏变化的有源微波遥感器。原理上，雷达高度计是一种精密的短脉冲雷达。目前，通过增加适应陆地表面测量的自适应跟踪器，卫星雷达高度计的测量范围已经由原来的海洋表面地貌的测量扩大到海洋和陆地的双模测高。雷达高度计在卫星海洋观测的应用包括两部分：(1) 动态海洋学特征的短期参数测量。例如，海洋波浪的有效浪高和海面（星下点）风速，可以通过测量后向散射雷达回波脉冲的前沿斜率和回波的幅值来测定，用于海洋动力学研究、海洋风暴潮预报和海况预报。(2) 中长期海洋现象观测，包括中尺度海洋特征，如涡旋和环流的观测，可用于潜艇战和反潜战；中尺度海洋大地水准面观测，用于潜

艇战略导弹精制导；大尺度海洋特征，如大洋洋流的观测，用于中长期天气数字预报和全球海洋动力学研究。

（撰写：姜林山　审订：常际军）

leida jiemianji

雷达截面积　radar cross section (RCS)　见电子卷。

leida kang fanfushe daodan zongti sheji

雷达抗反辐射导弹总体设计　radar system design of anti-antiradiation missile　在军用雷达设计中，为保护雷达在反辐射导弹（ARM）威胁环境中有效地使用频谱、防止 ARM 破坏性攻击而采取的系统技术措施。所采用的技术措施应确保在 ARM 来袭时雷达仍有足够高的生存率，并且不因采用抗 ARM 措施而使雷达（及武器装备）性能有明显降低，同时应能有效地对抗各种复合制导的 ARM。雷达采取的抗 ARM 措施大致有：(1) 雷达工作频段选用抗 ARM 性能好的低频（米波）频段，并尽量抑制雷达的高次谐波辐射或选用毫米波频段；(2) 雷达采用反侦察能力强的低截获概率技术设计，使 ARM 或载机难以截获、识别和锁定跟踪雷达的辐射信号。具体可采用复杂可变的大时宽带宽积的信号波形设计、天线的超低旁瓣设计、天线波束的随机扫描、雷达参数捷变以及发射信号的时间可控和功率管理等；(3) 采用双（多）基地雷达或使雷达具有组网能力；(4) 加强雷达系统的机动性。

（撰写：阮文杰　审订：吴　欣）

leida kangganrao gaishan yinzi

雷达抗干扰改善因子　radar counter countermeasure improvement factor　是雷达采取各种抗干扰措施后，其输出的信号／干扰比相对于输入端信号／干扰比之比。其具体的表达式为

$$I_r=\frac{(S/C)_{\rm out}}{(S/C)_{\rm in}}$$

式中 $(S/C)_{\rm out}$ 为雷达输出信号／干扰比；$(S/C)_{\rm in}$ 则表示输入端的信号／干扰比。这项指标主要是为了衡量雷达的抗干扰能力，同时可比较各种类型、型号和性能雷达的抗干扰能力。雷达的抗干扰改善因子越高，其电子抗干扰能力越强，在复杂电子干扰条件下正常工作的能力越强。雷达抗干扰改善因子与雷达的诸参数和采取的抗干扰措施有关。其中包括：雷达有无工作频率捷变能力；天线的旁瓣电平、恒虚警处理能力；是否在雷达接收机中装有宽限窄电路；天线极化可变能力；有无动目标处理、波形压缩和改变雷达重复频率的能力等。它将作为衡量雷达抗积极干扰、抗消极干扰和抗干扰综合指标的重要因素。可以利用雷达抗干扰改善因子的计算在一些实际的雷达之间作性能比较，得出一些有益的结论。

（撰写：陆林根　审订：文树梁）

leida mubiao tezheng xinhao

雷达目标特征信号　radar target signature　雷达发射波与雷达目标相互作用时产生雷达目标散射波，通过对散射波相对于发射波的幅度、相位处理，可以得到表征雷达目标固有特性的一些参数，如雷达散射截面积及其统计参数，角闪烁及其统计参数，极化散射矩阵，散射中心分布以及极点等，这些参数称为雷达目标特征信号。根据雷达目标特征信号可以推求出目标的形状、体积、姿态、表面材料的电磁参数和表面粗糙度等信息，进而对遥远目标进行分类和识别。雷达回波复幅度的谱 $A(\boldsymbol{K},\omega)$ 与雷达目标散射点的空间和时间分布 $\sigma(\boldsymbol{R},t)$ 之间是傅里叶变换对的关系

$$\sigma(\boldsymbol{R},t)=\iiiint_{K,\omega}A(\boldsymbol{K},\omega)\exp\ [j(\omega t+\boldsymbol{K}\cdot\boldsymbol{R})]\mathrm{d}\omega\mathrm{d}^3\boldsymbol{K}$$

式中 σ 为目标的雷达散射截面；$\boldsymbol{R}$ 为目标上点散射源的坐标（矢量）；t 为时间；$\boldsymbol{K}$ 为波矢量；ω 为雷达波频率；j 为虚数单位。这一关系式是从雷达目标回波中提取目标特征信号的理论基础。为获得雷达目标特征信号，不仅要求雷达有足够大的发射功率以便能收到遥远目标的回波，还要求雷达具有足够大的天线口径，能辐射和接收正交极化波，能发射宽带信号，接收机应有足够大的带宽和动态范围，信号的频率、时间、幅度和相位要精确标定和校准。雷达目标特征信号的获取与分析在雷达目标的分类和识别、隐身目标和假目标的识别和设计、精确制导武器的研制、雷达和武器系统的仿真研究、微波遥感、微波诊断等领域有重要的应用。

（撰写：王　励　审订：秦忠宇）

leida mubiao yu huanjing fangzhen

雷达目标与环境仿真　radar target and environment simulation　通过对模型试验逼真地再现雷达目标与环境变化规律和目标特征的过程。雷达目标与环境特性仿真有两种：数学仿真和物理仿真。数学仿真又包括模拟仿真和数字仿真，它们主要用于目标位置和运动参数及部分雷达目标特征信号的仿真。数学仿真的优点是费用少、操作方便；其缺点是仿真精度受计算机精度的限制并且取决于实际系统的数学方程和所用参数的准确度。物理仿真则是根据相似性原理，用一种物理过程模仿另一种物理过程或用缩比模型来进行仿真。前者又称雷达目标模拟器，是一种用于模拟目标与环境特征参数和运动的装置，它又分为中频注入仿真和射频仿真两种，中频注入仿真省去了目标模型的射频复现和空间复现，多应用于单个点目标的仿真；射频仿真可以模拟目标与环境的运动、位置及特征信号，更适用于多目标、扩展目标、目标与复杂环境的组合仿真。缩比模型仿真是用相似性原理对缩比目标模型与环境模型在实验室测试仿真。物理仿真的优点是避免了数学描述引起的误差以及调节装置直接接入仿真回路而引起的转换装置的附加误差；其缺点是成本高、通用性差，精度受测量装置的限制。雷达目标与环境仿真作为一种多功能的实验和鉴定系统，可在室内重复进行，节省大量的人力和物力，并能提高系统评定的准确度，因此被广泛采用。

（撰写：向家武　审订：朱志浩）

leida quyu xiangguan xitong

雷达区域相关系统　radar area correlation system　一种实波束景像匹配系统。使用主动雷达对地面进行“快拍”，然后将所拍图像与存储在弹上存储器中的数字景像图进行比较，以确定导弹的精确位置。雷达区域相关系统是作为实波束成像系统为中程导弹提供位置修正而研制的。它产生距离和方位的环形图像并与由侦察照片产生的基准景像相关。该系统需要定标，以确保基准景像与遥感景像的尺寸一致。

（撰写：胡　炜　审订：汪根生）

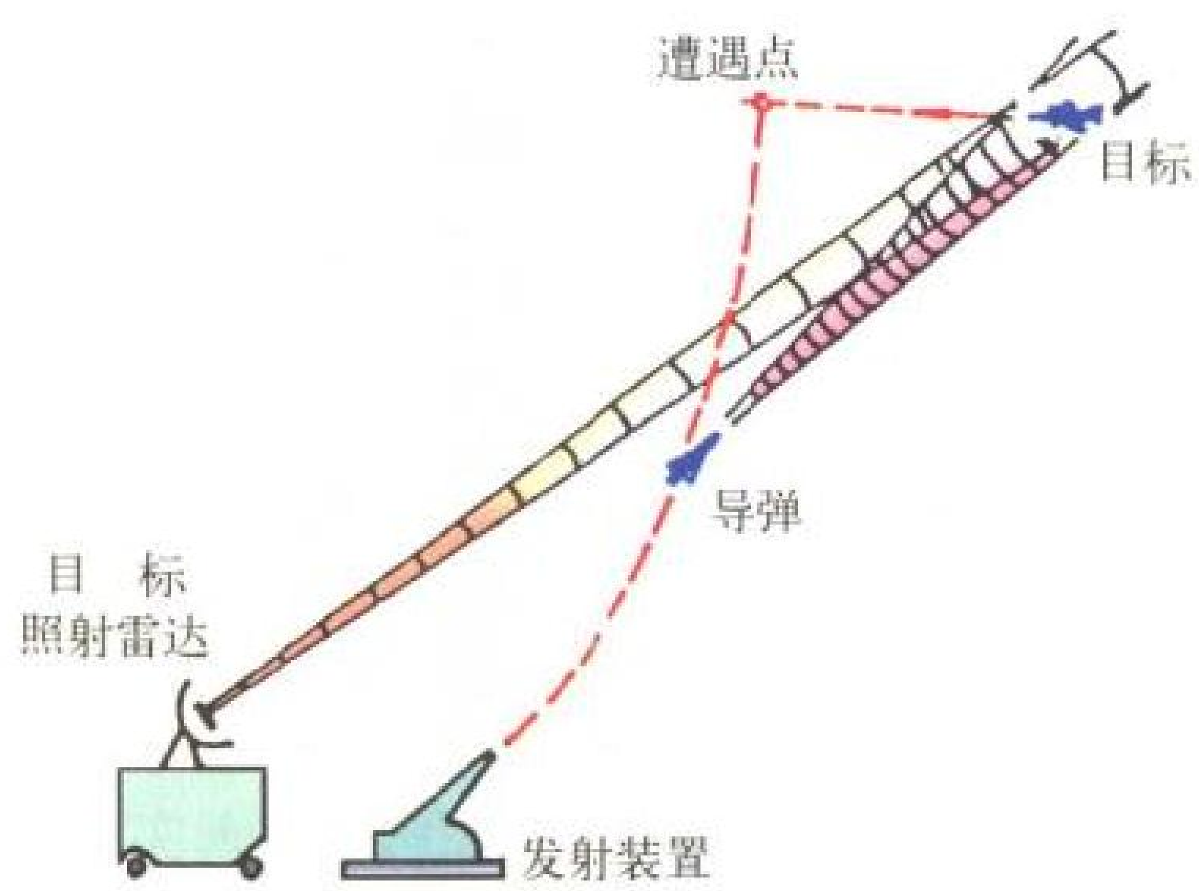
leida shaochuan juli

雷达烧穿距离　radar burn through range　雷达在对准干扰源方向上能够发现和跟踪带有雷达干扰机的目标的距离。

由于雷达接收的目标反射信号功率与距离的四次方成反比，而接收的自卫式干扰机信号功率与距离的平方成反比，一般情况下，如在一定距离外有一个雷达干扰机对雷达实施干扰，此时，干扰压制了目标回波，雷达无法对带这样的干扰机的目标实现坐标测量。在目标接近到一定距离内的条件下，雷达采取措施可使信号处理机的输出端的信号／干扰比加大，此时不仅可以观察到目标的存在，还可以对目标进行坐标测量。　（撰写：陆林根　审订：文树梁）

leida zhidao

雷达制导 radar guidance　利用雷达测定目标和导弹的相对坐标和运动参数，形成控制信号，导引导弹飞向目标的制导方法。雷达制导分为3类：雷达波束制导，雷达指令制导和雷达寻的制导。雷达波束制导，又称雷达驾束制导，即导弹沿雷达波束导向目标的制导方法，制导站雷达跟踪照射目标，导弹发射后进入雷达波束，依靠弹上装置接收雷达信号，当导弹偏离波束轴线时，弹上装置产生误差信号控制导弹沿波束飞行，直到命中目标。参见*波束制导*。雷达指令制导，是由地（舰）面制导雷达站根据目标和导弹的相对位置形成导弹控制指令并传给导弹、控制导弹飞向目标的制导方法。根据目标坐标测量方法和目标与导弹相对位置的确定方法不同，雷达指令制导又有一般雷达指令制导和通过导弹跟踪指令制导之分。参见*指令制导*。　雷达寻的制导也称雷达自动导引，分为主动式、半主动式和被动式3种。主动式雷达寻的制导系统由主动式雷达导引头（寻的头）、计算机和自动驾驶仪（或制导控制组合）等组成，整个系统都装在导弹上。主动式雷达导引头发射照射目标的电磁波并接收从目标反射的回波。导引头根据回波信号跟踪目标。同时这个回波信号经过处理后形成控制导弹的信号，通过自动驾驶仪（或制导控制组合）控



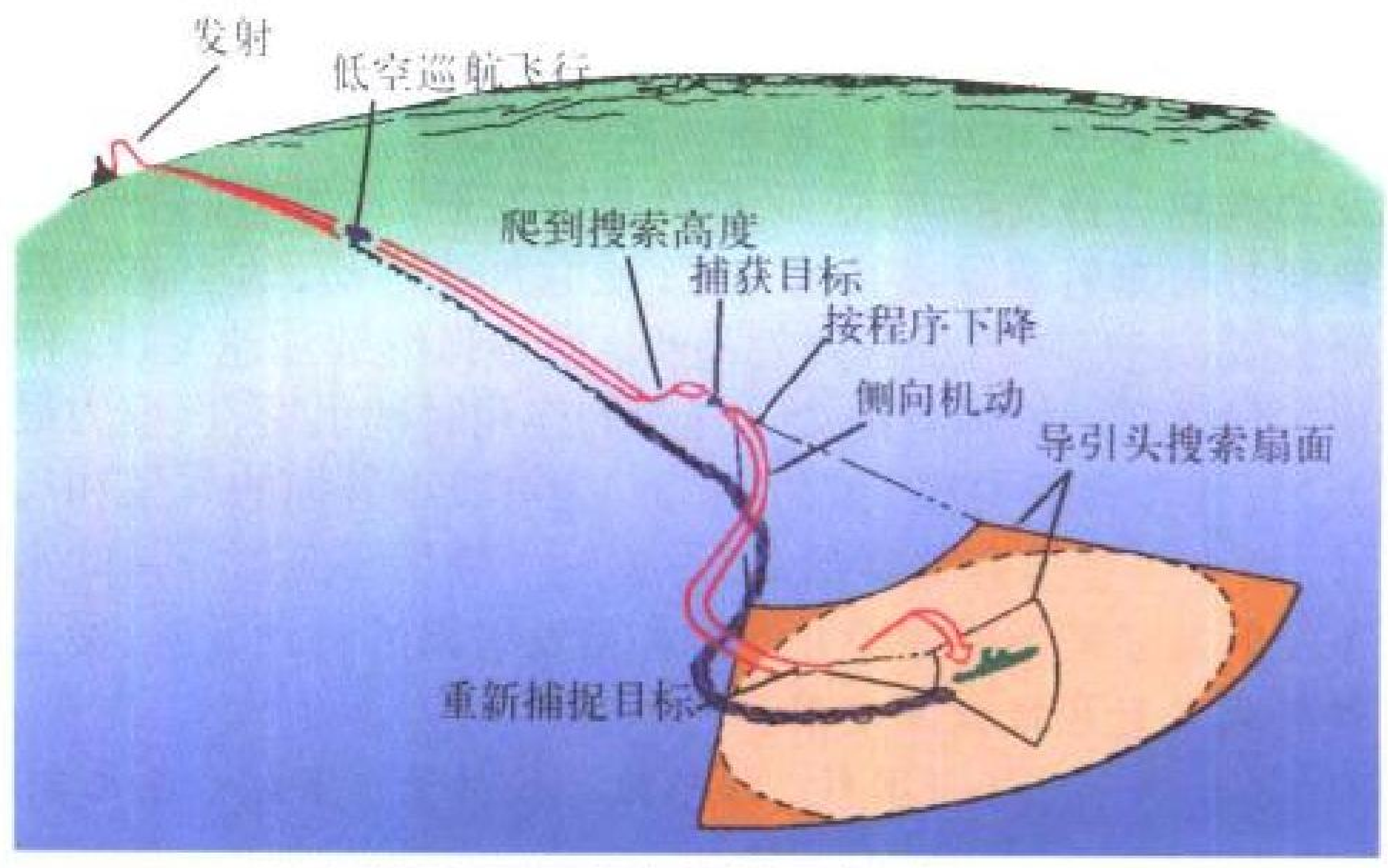
半主动式雷达制导系统工作示意图

制导弹飞向目标。半主动式雷达制导系统由弹外制导站目标照射雷达、导弹导引头和自动驾驶仪（或制导控制组合）组成。雷达发射电磁波，导引头接收从目标反射的回波，根据回波信号跟踪目标。同时回波信号经过处理后形成控制导弹的信号，控制导弹飞向目标。被动式雷达制导系统由导弹上的导引头和自动驾驶仪等组成。导引头接收和处理目标辐射的无线电信号，根据这个信号跟踪目标并控制导弹飞向目标。

（撰写：计世藩　审订：徐品高）

leida zhidao daodan

雷达制导导弹 radar guided missile　制导系统采用雷达的导弹。具体类别有两种：雷达遥控和雷达寻的制导导弹。前者由弹外制导站发射波束或指令，由弹上导引装置形成导引



雷达制导远程反舰导弹工作过程示意图

信号，并由控制系统控制导弹飞向目标；后者利用弹上雷达导引头探测目标辐射或反射的电磁波形成导引信号，由弹上控制系统控制导弹飞向目标。根据电磁波初始辐射源的位置，雷达寻的制导导弹分主动式（辐射源在弹上）、半主动式（辐射源在目标和导弹外的雷达制导站处）和被动式（辐射源在目标上）3种。雷达制导系统的主要优点是：(1)既可用于打击固定目标，也可用于打击活动目标；(2)全天候作战能力强，因而成为用途最广的一种制导系统。缺点是易受人为无线电信号的干扰。雷达遥控制导系统多用于防空导弹、空地导弹和反坦克导弹；反舰导弹多用雷达寻的制导；防空导弹中也有许多采用雷达寻的制导；反辐射导弹是被动式雷达寻的制导系统的主要使用者。为使导弹有更高的命中精度和抗干扰能力，雷达寻的制导的主要发展方向是，工作波段从厘米波向毫米波发展；制导方式从单一形式改为复合式。

（撰写：毕士冠　审订：杨宝奎）

leida zuwang yu shuju ronghe jishu

雷达组网与数据融合技术 radar network and data fusion　用两部或两部以上空间位置互相分离而覆盖范围互相重叠的雷达站来对目标实施搜索和跟踪，称为雷达组网。雷达组网能在比单个独立雷达更大的覆盖范围内搜索和跟踪目标。雷达组网的关键技术之一为数据融合技术。数据融合技术是指对多种来源和多种模式的数据和信息，通过检测、互联、相关、估计和组合，进行多层次、多界面的处理，及时产生目标状态和属性的估计以及关于战场态势和敌方威胁程度的评估。它是多传感器信息融合技术的一项具体的应用。在雷达组网系统中，数据融合的主要任务是在一定的最优准则下，对多部雷达站的测量数据进行估计处理，以获得比单部雷达精度更高的目标航迹。　（撰写：王成　审订：王新全）

lengbeifen

冷备份 cold (stand by) sparing　备份冗余是常用的容错方法之一。冷备份是指备份处于不加电的状态，当主份发生故障时，由切换开关控制对备份加电，替代主份并继续工作。冷备份的主要优点，一是省功耗；二是可靠性高。通常，微电路或元器件不加电时的失效率比加电时的失效率要低（通常假定为1／10），因而同样配置的系统，冷备份的可靠性要好于热备份。设单模的可靠性为R，相应失效率为λ，工作时间为t，考虑切换开关为理想情况，则双模冷备份系统的可靠性为

$$R_{sb}=(1+\lambda t)R$$

冷备份广泛用于航天飞行器的长寿命任务。

（撰写：蒋轩祥　审订：陈作人）

lengfashe

冷发射 cold launch 导弹飞离发射装置之前不点燃导弹发动机的一种发射方式。又称外推力发射。冷发射的导弹在发射时由弹射装置或其他方式，使它加速运动，直至离开发射装置，然后再点燃导弹发动机，使导弹继续加速飞行。作用在导弹底部的弹射推力对导弹的作用时间很短，但推力很大，可使导弹获得很大的加速度。这对减小导弹的质量和尺寸、增大射程具有重要意义。冷发射一般用于潜射导弹的水下发射及陆基导弹的冷井发射和带发射筒的机动发射。参见弹射式发射和投放式发射。

（撰写：段绍维 孙雅平 审订：包元吉）

lenghai zengya jishu

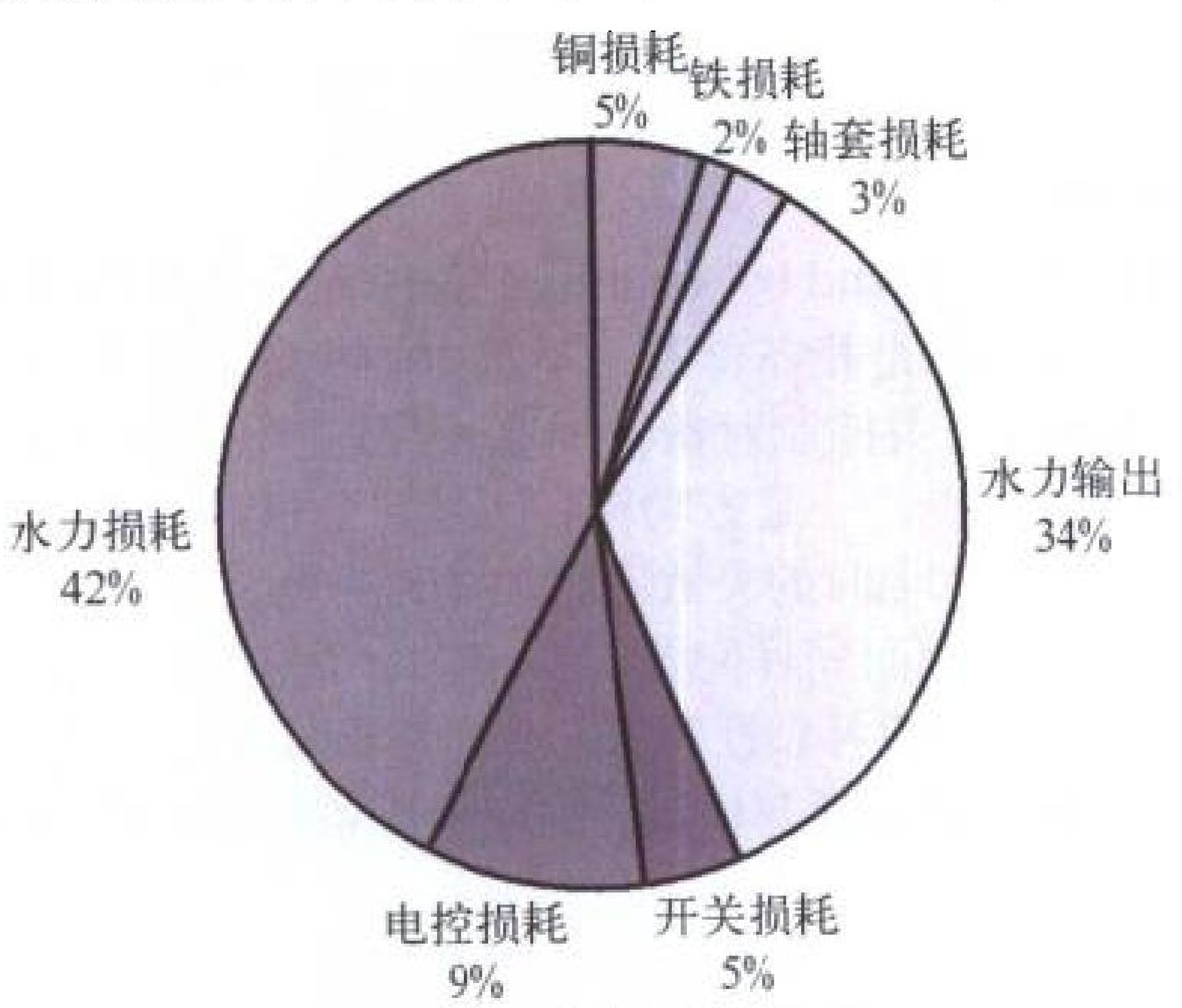
冷氦增压技术 cold helium pressurization technology 将贮有高压氦气的气瓶沉浸在低温推进剂贮箱内，通过电、气控制系统使气瓶内的氦气经加温后引入推进剂贮箱进行增压的技术。该项技术的优点是减轻了增压系统的质量。应用冷氦增压技术时，系统安全是重要的问题，为此要防止气瓶温升超压，要规定箭上冷氦气瓶的紧急卸压措施，要防止冷氦管路的堵塞，并要严格控制低温推进剂贮箱中高压低温氦气系统的漏率等。 （撰写：高仲华 审订：刘小渝）

lengqi tuijin xitong

冷气推进系统 cold gas propulsion system 以压缩化学性质不活泼气体作为推进剂的推进系统。这种系统将化学性质不活泼气体压缩贮存在高压容器内，经压力调节装置将高压气体减压、稳压，由开关控制装置（如电磁阀）控制。稳压后的气体由喷管喷出，产生反作用力，用于控制航天器。不活泼气体中，氮气的有效比冲（气体总冲／气体和气瓶的质量）相对较高，且易制备，安全，成本低，无污染，被广泛用作推进剂。冷气推进系统结构简单，适应性强，响应快，性能稳定，推力小，控制精度高，比冲低（500～735 N · s / kg），适合用于总冲较低、控制精度高，特别是对洁净度和安全性要求高的航天器控制中。 （撰写：张银玉 审订：王长龙）

lengqueye xunhuanbeng

冷却液循环泵 coolant pump 单相流体冷却回路中，流体运动的驱动装置。单相流体循环回路中，流体循环的动力来源于泵组件。流体循环泵的类型主要有离心式泵、齿轮泵和旋板泵等。泵的选择和设计主要根据冷却回路流体流量和系统阻力损失提出技术要求。设计流量为 300 kg/h，压力升高为151.5 kPa的流体循环泵的设计，还要提出设计工作温度范围。航天器液体循环泵应具有很高的可靠性，长寿命。用于空间站的流体循环泵应有10年以上的连续运转寿命。其次要求低功耗，整体效率最佳，设计点的效率不低于 30%。空间站用的一种流体循环泵的设计参数为：泵质量 1116 g，定子质量 78 g，电子控制装置质量 1950 g，总质量为 3144 g。最大输入功率 40 W，转矩 32 mN · m，转速 8500 r/min，输出功率 12.78 W。流体循环泵的功耗分配如图所示。

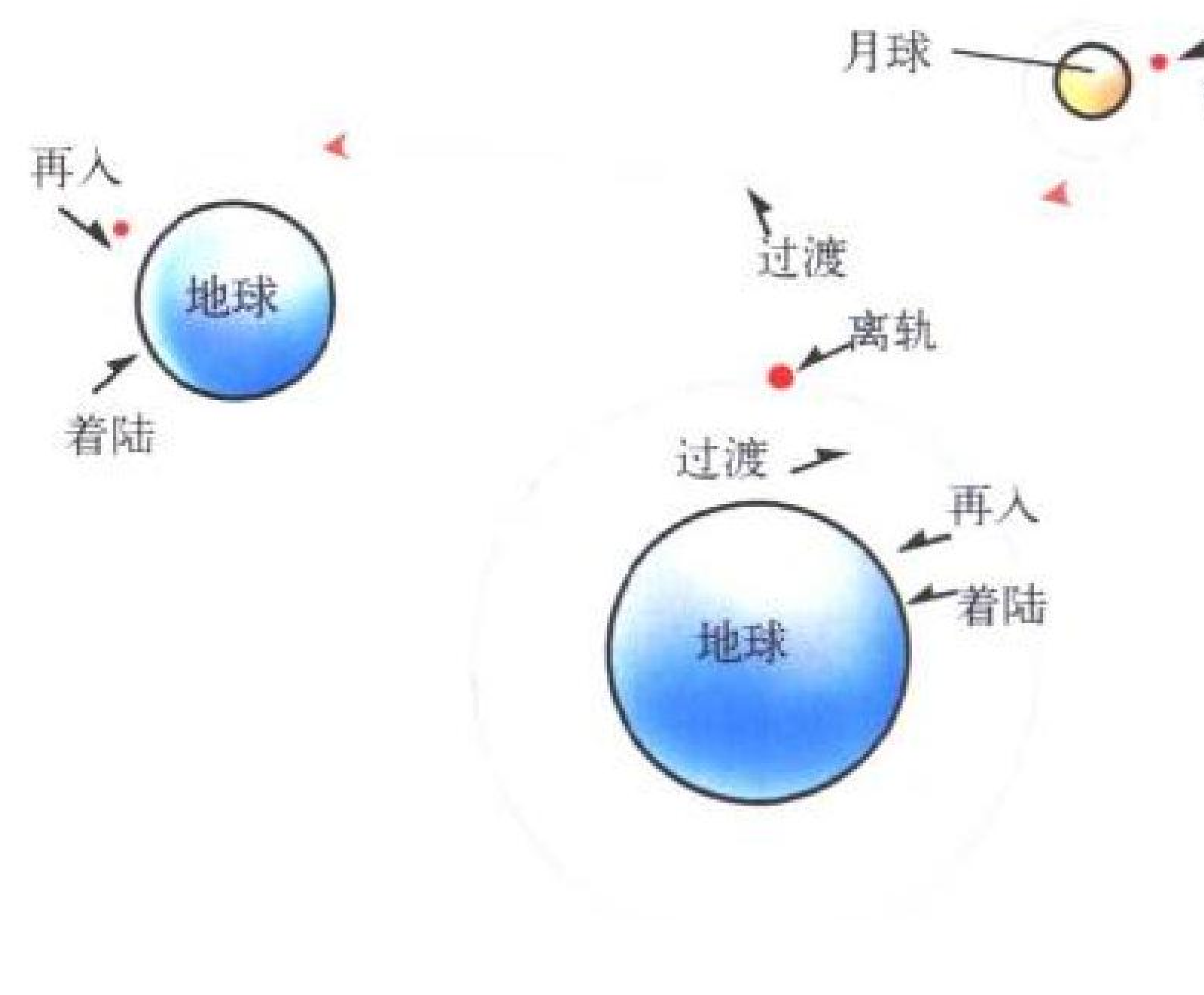


流体循环泵的功耗分配

（撰写：尚传勋 审订：范含林）

ligui

离轨 deorbit 返回器脱离原来的运行轨道。分为自然离轨和强制离轨两种方式，后者是通常使用的离轨方法，即利用火箭发动机的冲量来改变返回器的运行速度，使返回器脱离原来的运行轨道，同时转入一条能够平缓地返回的轨道。具有变轨能力的航天器直接由其变轨发动机提供返回器离轨冲量，无变轨能力的则使用专门的制动火箭。



航天器离轨过程

（撰写：李颐黎 审订：李大耀）

ligui kongzhi

离轨控制 deorbit control 改变航天器运动速度的大小和方向，使它脱离任务要求的运行轨道的过程称为离轨。对离轨实施的控制行为称为离轨控制。离轨通常靠制动发动机控制。离轨控制的内容包括速度增量的方向和大小的控制。控制速度增量方向需要姿态控制系统来实现；控制速度增量大小，即确定关闭制动发动机的时刻，工程上常采用3种方法：(1) 通过加速度计测量，按固定的速度增量关机；(2) 根据地面对制动发动机推力在轨标定的结果，按规定时间关机；(3) 根据导航计算及对某些特征量的实时预报结果，选择关机时刻。离轨控制的结果直接影响后续过渡轨道和在天体表面着陆点的位置。

（撰写：胡 军 审订：吴宏鑫）

lixinshi penzui

离心式喷嘴 swirl injector element 使推进剂旋转后由喷口喷出的一种喷嘴（见图1）。由离心式喷嘴喷出的推进剂兼有轴向和切向分速度，形成很薄的锥形膜，并破碎成液滴，雾化质量好，并有利于混合。使推进剂旋转的方法有两种，一是采用切向进口，二是采用旋流器。这两种形式的喷嘴广泛用在推力室、预燃室和燃气发生器上。离心式喷嘴的流量系数

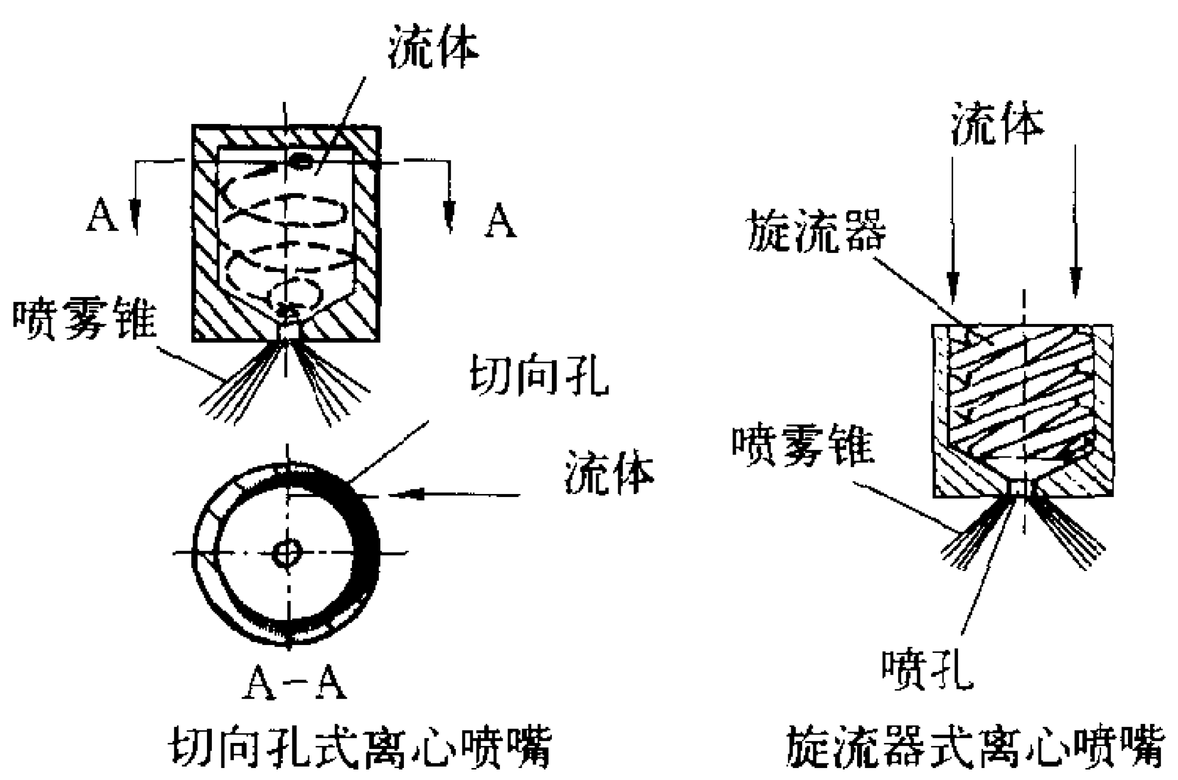


图 1 离心喷嘴

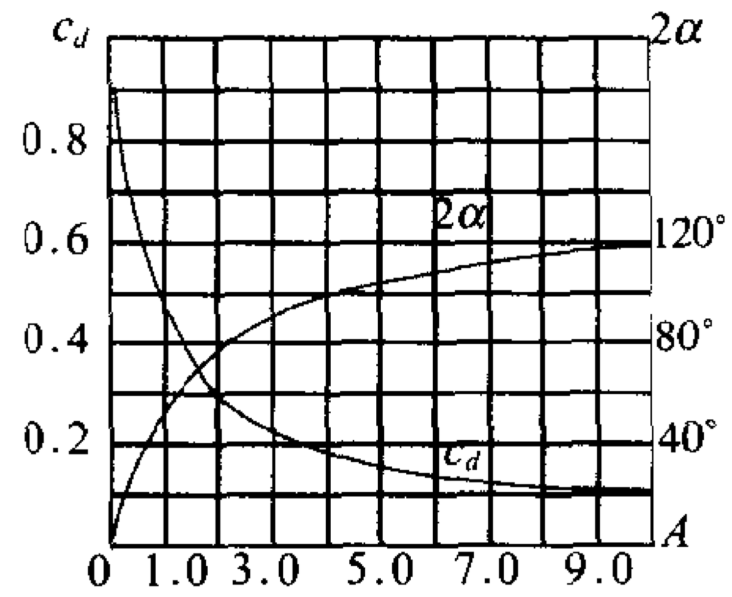


图 2 流量系数、喷射锥角与几何特性关系图

C_d 以及喷射锥角 2α 是喷嘴几何特性 A 的函数（其理论曲线见图 2)。切向进口喷嘴几何特性用下式计算

$$A=\frac{Rr_h}{nr_t^2}$$

旋流器类型喷嘴几何特性用下式计算

$$A=\frac{\pi Rr_h}{nA_s}\cos\beta$$

式中 R为切向进口孔轴线或旋流器通道中线到喷嘴轴线的距离，r_h为喷嘴出口孔半径；n为切向进口孔或旋流器通道的数目，r_t为切向进口孔半径；A_s为旋流器通道横截面积；β为旋流器通道的升角。（撰写：黄国璋 审订：刘小渝）

lixin shiyan

离心试验 centrifugal test 检验产品承受使用加速度的能力，确保产品在过载环境下结构和性能不发生失效的试验。离心试验由结构试验和性能试验两部分组成：结构试验用来验证设备结构承受加速度载荷的能力；性能试验用来验证设备结构承受使用加速度载荷期间及以后性能是否恶化。离心力和作用的时间是离心试验的主要试验参数，取决于飞行器机动飞行的速度和转弯半径、发动机推力、推力作用时间。产品是否失效主要取决于最大加速度值。产品安装在离心机旋转臂上，加速度值计算如下

$$A=1.12\times10^{-3}R\cdot N^2$$

式中 A为用g表示的加速度值；R为从旋转中心到离心机旋转臂产品位置径向距离 (m)；N为离心机旋转臂每分钟转数。（撰写：丁恕海 审订：王文忠）

lizi fadongji

离子发动机 ion engine 又称离子推力器或静电发动机。电离的推进剂离子经静电场加速引出而产生推力的一种静电型电火箭发动机。它需要中和器向喷射出的离子束发射电子，以减少离子束中的空间电荷，使离子能继续加速射出，并保持发动机和航天器电中性。离子发动机分为电子轰击式离子发动机、射频离子发动机、微波离子发动机和场效应离子发动机等。前3种常用氙作推进剂，在放电室经气体放电形成等离子体，其中的离子被放电室下游加高电压的多孔栅极加速引出，产生推力。这些发动机的优点是比冲高 (20000～50000 N·s/kg)、效率高（大于65%)、工作寿命长（可以达到 10000 h)，缺点是体积大、功率推力比大（大于 25 W/mN)、电源变换器与控制系统复杂，适用于长寿命的大中型航天器的位置保持、轨道转移和星际航行。后一种离子发动机常用液体碱金属（如铯）作推进剂，通过狭缝或毛细管输运到针尖，在加高电压的栅极与针尖间强电场的作用下，金属原子被电离，并克服表面张力而加速引出。这种发动机比冲高 (60000～100000 N·s/kg)，效率高 (80%以上)，但推力很小（小于 1 mN)，适用于小卫星精确姿态控制和阻力补偿，尚处于实验室研究阶段。

（撰写：黄良甫 审订：吴国富）

lilun bichong

理论比冲 theoretical specific impulse 不考虑各项比冲损失时每秒消耗单位质量推进剂产生的推力。理论比冲 I_{sth} 可用下式表示

$$I_{sth}=\frac{F}{\dot m_{gr}}=\frac{(\frac{2}{\gamma+1})^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}\left\{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1}[1-(\frac{p_e}{p_c})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}]\right\}^{\frac{1}{2}}+\frac{A_e}{A_t}(\frac{p_e}{p_c}-\frac{p_{amb}}{p_c})}{(\frac{2}{\gamma+1})^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}(\frac{\gamma m}{R_0T_c})^{\frac{1}{2}}}$$

式中 F为推力；$\dot m_{gr}$为推进剂质量流量；γ为燃气比热比；p_e为喷管出口压强；p_c为燃烧室压强；p_{amb}为环境大气压强；A_e为喷管出口截面积；A_t为喷管喉部面积；m为燃烧产物分子量；T_c为燃气温度；R_0为通用气体常数。当 $p_e=p_{amb}$时，可得到最佳比冲；当$p_{amb}=0$时，即为理论真空比冲。当：(1) 燃烧室压强 p_c=6.86MPa；(2) 喷管出口压强 p_e=0.1013MPa；(3) 喷管膨胀比 ε 为最佳，即膨胀到 $p_e=p_{amb}$；(4) 喷管出口扩张半角$\alpha=0$；(5) 喷管排出物组成按平衡流计算。根据这些标准条件计算出来的比冲，称为标准理论比冲。根据这个统一标准，可以对不同推进剂的能量水平进行比较。当 $p_e=p_{amb}$且$p_e/p_c\to0$时，I_{sth} 便趋近于一个有限的最大值，即

$$I_{sth}=[\frac{2\gamma}{\gamma-1}\cdot\frac{R_0}{m}T_c]^{\frac{1}{2}}$$

该比冲值与发动机喷管设计无关，只取决于推进剂燃气的特性，常常用作评定推进剂组成的品质因素。上式还说明，推进剂比冲与 $\sqrt{T_c/m}$ 成正比关系，为了得到最大的比冲，应选用能产生高燃烧温度 T_c 而燃烧产物分子量 m 小的推进剂。从设计上讲，可采用增加燃烧室压强 p_c 来减少燃烧产物的离解，从而提高 T_c，亦可获得较高的比冲。

（撰写：黄祖荫 审订：刘霓生）

lilun dandao

理论弹道 theoretical trajectory 又称未扰动弹道或基准弹道。它是将导弹视为可控刚体，假设飞行控制系统参数值是额定的，初始条件完全符合给定的理论条件，大气参数是标准的，导弹性能参数和结构外形均为理论设计值，发射和飞行过程中无随机扰动，目标为固定的或作规律性的机动运动，对满足以上条件的导弹运动方程组求解得出的导弹质心

运动的轨迹。弹道式导弹的理论弹道通常称标准弹道。

（撰写：邵继法 审订：关世义）

li lizi xudianchizu

锂离子蓄电池组 Li ion battery 用锂离子蓄电池单体组装的蓄电池组。锂离子蓄电池的正负极均采用具有不同电位的嵌入材料，充放电过程为锂离子在两个电极之间的“脱嵌和嵌入”。锂离子蓄电池阳极常用的碳材料主要有石墨类、石油焦和碳纤维类、有机物裂解焦炭，常用的阴极材料为$LiCoO_2$、$LiNiO_2$、$Li_xMn_2O_4$。锂离子蓄电池的特点是电压高，开路电压可达4.2 V以上，工作电压达3.6～3.8 V；循环寿命长，约500～1200 周；比能量大，放电电压平稳，低温性能好，安全和贮存性能好。锂离子蓄电池是一种颇具前途的可重复充电

3种材料制造的锂离子蓄电池与Cd/Ni电池的性能对比

体系	平均电压 V	理论比能量 W·h/kg	寿命／周	原材料成本 美元／(kW·h)
C/$LiCoO_2$	3.6	360	1000	59.20
C/$LiNiO_2$	3.5	440	1200 (100%DOD*) 2000～4000 (50%DOD)	7.40
C/$Li_xMn_2O_4$	3.8	404	1000(90%DOD) 2000(65%DOD)	3.24
Cd/Ni	1.2	210	1000	11.20

* DOD—放电深度。

的蓄电池，其单体按母线电压和功率要求进行机电热组合，形成蓄电池组供航天器使用，20世纪末，处于飞行试验阶段。

（撰写：陈小宽 审订：褚桂柏）

lizi fuzhao huanjing moni shiyan

粒子辐照环境模拟试验 charged particle radiation simulating test 模拟空间带电粒子对航天器材料、电子器件产生的辐射损伤效应、单粒子事件效应的地面试验。空间带电粒子主要来源于地球辐射带、太阳射线、银河宇宙线、极光辐射等。由于空间带电粒子的辐射能谱很宽，粒子辐照试验的对象、目的和内容各不相同，所以粒子辐照环境模拟的方法很多，可采用电子枪、质子枪、不同类型的加速器、散射源、激光源等。辐照粒子的能量范围从几百电子伏到几十兆电子伏不等，模拟的带电粒子成分为电子、质子和重粒子。粒子辐照对航天器的危害主要有辐照损伤效应和单粒子事件效应。辐照损伤效应主要通过电离作用和原子位移作用，使被辐照物质的原子发生电离和位移，造成损伤和缺陷。单粒子事件效应主要包括单粒子翻转事件、单粒子锁定事件和单粒子击穿事件，造成电子器件逻辑错误、停止工作或永久损坏。

（撰写：童靖宇 审订：黄本诚）

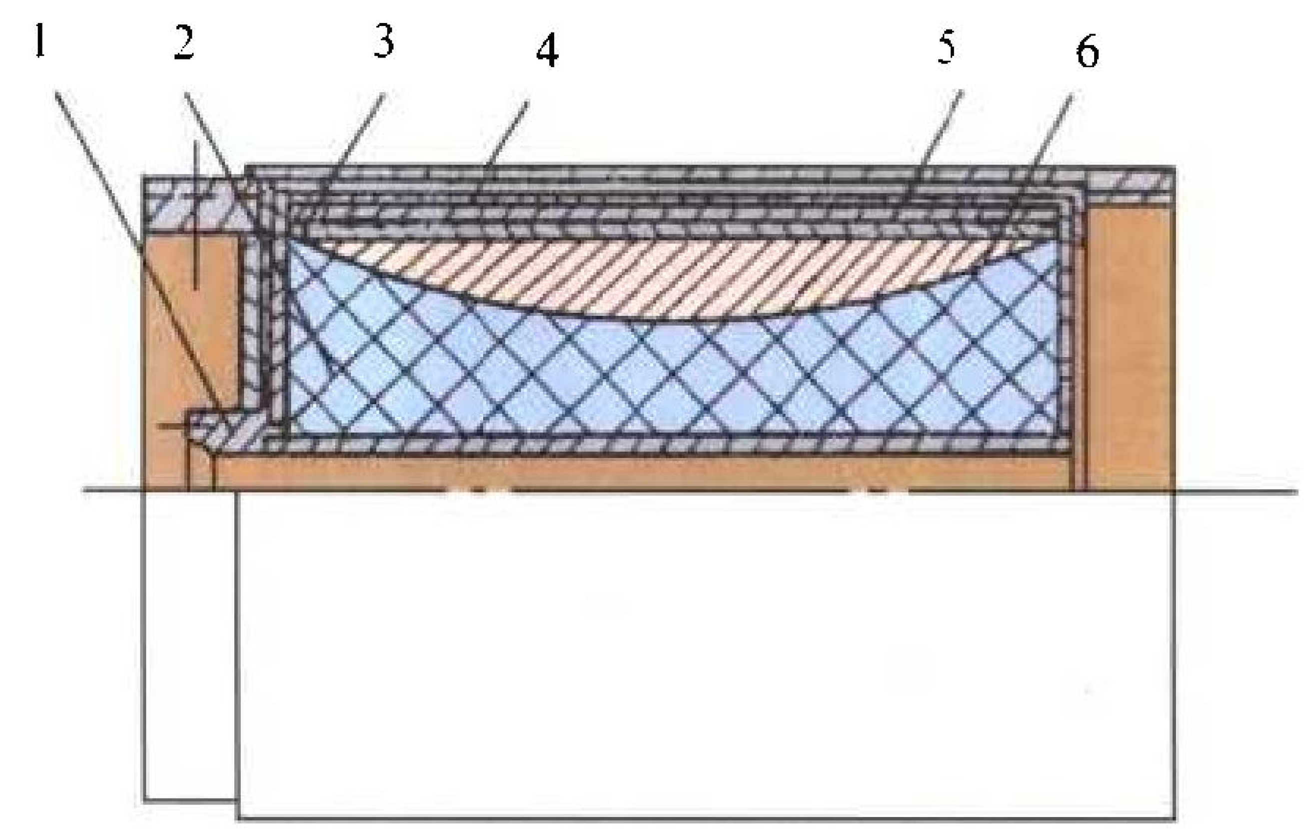
lianjie fenli zhuangzhi

连接分离装置 connection-seperation device 用于航天器与运载火箭之间，火箭助推器与芯级之间，以及航天器（火箭）各舱段之间连接和分离的装置。在地面和入轨飞行时，该装置起连接作用，承受地面和飞行中的各种载荷，保证航天器的可靠连接以及提供所需的连接刚度。当需要分离时，该装置迅速释放，并产生一定的相对速度（一般≥0.5 m/s）来实现分离。连接分离装置可分为连接释放和分离两部分。连接释放的形式有：爆炸螺栓形式和V形包带形式等，分离的形式有：分离小火箭形式、分离弹簧形式和弹射筒形式等。

（撰写：史瑾文 审订：陈烈民）

lianxugan zhandoubu

连续杆战斗部 continuous rod warhead 又称链条式战斗部。爆炸后，以放射环状高速向外飞行的连续杆为主要杀伤元素，切割毁伤目标的战斗部。它由杆束组件、波形控制器（亦称透镜）、切断环、套筒、炸药装药和传爆管等组成，如图所示。其中套筒保护内部构件不受外界影响，有的同时还是导弹的蒙皮。主要威力参数包括杆的初速、杆的连续性和杆的切割率。毁伤目标的程度与杆的初速、目标速度和导弹速度有关。与破片战斗部相比，它在威力半径范围内，杀伤效率



连续杆战斗部结构示意图

1—传爆管；2—炸药装药；3—切断环；4—套筒；5—杆束组件；6—波形控制器

较高，碰到目标就能把它毁伤，但环断裂后，由于破片数很少，故毁伤效率急剧下降。在装药量相同的情况下，连续杆战斗部的威力半径和环的飞散角都比破片战斗部小，因而要求导弹的制导精度高，引信与战斗部配合要求严格。它主要用于摧毁空中目标，如飞机、导弹等。

（撰写：雷朝阳 审订：王毓兰）

lianxu gongyang liuliang tiaojieqi

连续供氧流量调节器 continued oxygen flow regulator 为航天员连续供氧时的流量调节装置。供氧流量调节器按供氧方式可分为需求式(肺式)、连续式和加压式3种。肺式供氧调节器在航天员吸气时才给氧气，呼气时停止供氧，这种调节装置节省氧气，但它的吸气阻力、质量及体积大。连续供氧流量调节器根据舱内压力变化自动调节供氧流量，不间断地向面罩供氧，它吸气阻力小，使航天员吸气省力，同时体积小、质量较小，但它不随呼吸节律改变供氧量，会有一定的氧气损失。弹射救生时使用的供氧系统为加压式，可以单独增压，也可与代偿服一同增压，航天器乘员舱一般不使用增压系统，加压式氧气供给调节器也不适用于应急供氧系统。

（撰写：尚传勋 审订：范合林）

lianbang he lianbang chengyuan

联邦和联邦成员 federation and federates 联邦是在高级体系结构中为实现某种特定的仿真目的，将彼此要进行交互作用的仿真系统、支持软件和其他相关的部件组织到一起构成

的软件系统。联邦成员是所有参与到一个联邦中的仿真应用系统，实际上联邦成员还包括联邦成员管理器、数据收集器、真实的实体代理仿真或观察器等。

（撰写：周浦南　审订：王东木）

lianhe ceshi

联合测试 integrated test　火箭（导弹、航天器）各电气系统及外部电气系统间联合通电进行的匹配与协调性检查测试。联合测试可以在火箭与卫星、火箭与飞船、火箭（导弹、航天器）与地面无线电测量、跟踪、通信等大系统间进行。联合测试过程中有关各方应模拟整个发射与飞行过程而发出各种模拟指令和信号，以检验各大系统间工作是否协调、接口是否匹配和电磁是否兼容，并最终评价是否能完成任务。例如在载人飞船／火箭／地面测控系统间的联合测试中可以有如下项目：飞船／火箭故障检测系统／火箭遥测系统电路接口匹配试验；飞船／火箭／地面测控系统电磁兼容性试验；飞船／火箭模飞总检查；飞船／地面话音与图像通信试验等。

（撰写：穆元良　审订：李邦复）

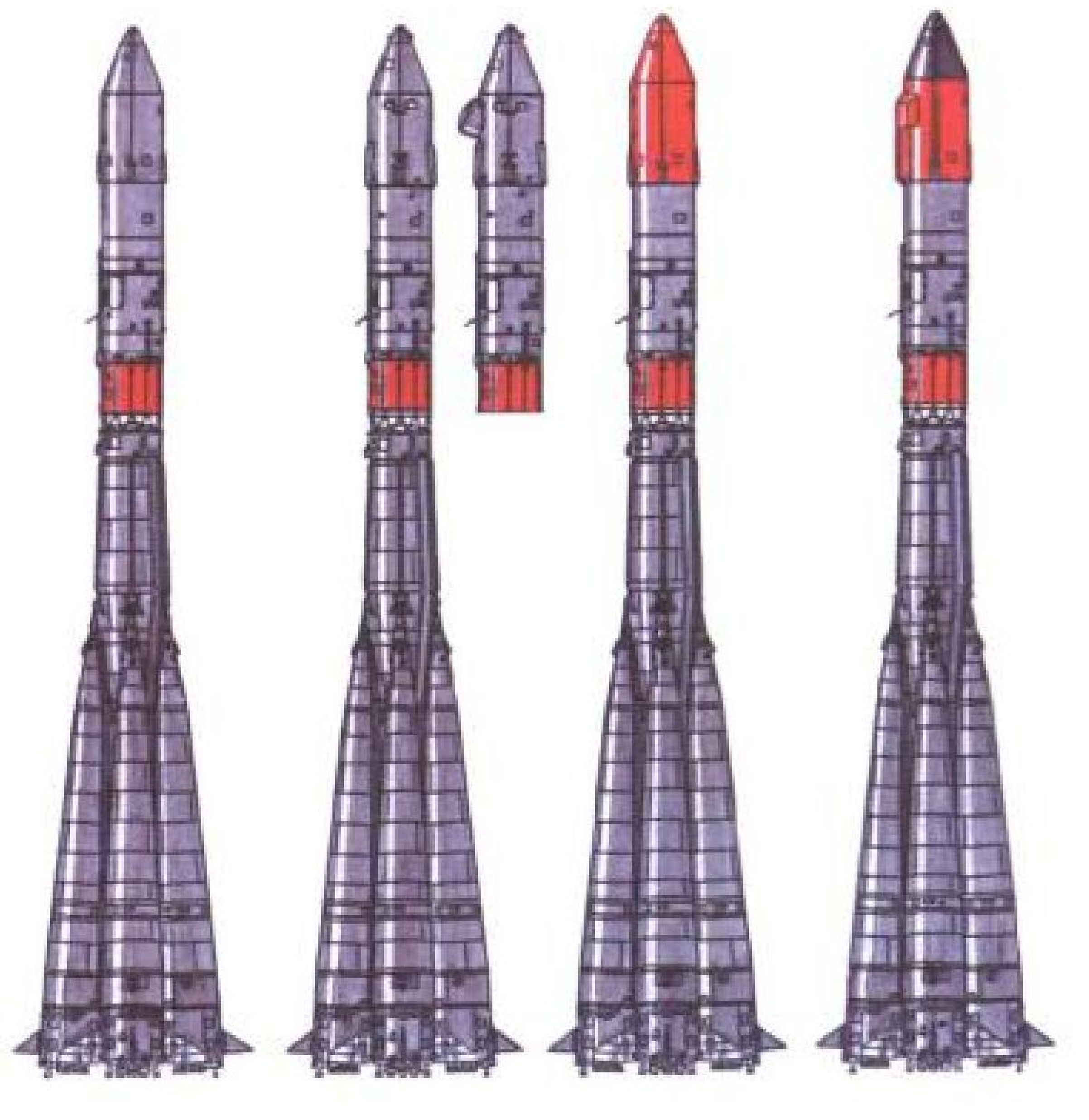
lianhe zhanqu daodan fangyu

联合战区导弹防御 joint theatre missile defense　使用多军种及其作战部门的装备，使其具备探测、跟踪、捕获和摧毁敌方战区弹道导弹和巡航导弹的能力。联合战区导弹防御是美国国防部“联合作战科学技术计划”提出的十大联合作战能力之一，也是2010年美国“联合作战设想”提出的全面防卫作战概念的关键组成部分。联合战区导弹防御的主要任务是保护美国及其盟国的人口中心、固定的民用和军用设施及机动部队免受战区导弹的攻击。其体啊系结构共分3层。第一层防御称为助推段拦截，用机载或天基高功率激光武器系统拦截正在助推段爬升的弹道导弹；第二层防御称为高层防御，用从陆地或舰上发射的远程拦截导弹在高空拦截那些躲过助推段拦截的导弹；第三层防御称为低层防御，从陆地或海基发射的较近程防御导弹，在防区上空进行低空末端拦截和对付来袭的巡航导弹等低空飞行的目标。联合战区导弹防御作战能力的4个要素是：攻击作战，主动防御，被动防御及指挥、控制、通信与情报（C^3I）。为达到作战能力的要求，将地基雷达、地基和海基拦截器、天基探测器和天基武器以及把上述设备全部联系在一起的作战管理系统集成为一体化的作战系统，共同完成战区导弹防御任务。

（撰写：高雁翎　审订：王毓兰）

lianmenghao xilie yunzai huojian

“联盟号”系列运载火箭 Soyuz series launch vehicle　前苏联／俄罗斯“东方号”系列运载火箭中的一个子系列。该系列分为二级型的“联盟号”和三级型的“闪电号”，在哈萨克斯坦境内的拜科努尔航天发射场和俄罗斯境内的普列谢茨克航天发射场发射。“闪电号”运载火箭1960年10月10日首次发射。它的箭体四周侧挂4台圆锥形助推器，助推器及芯级3个子级均使用液氧／煤油推进剂。它主要用于发射“闪电号”通信卫星、预警卫星和科学卫星以及空间探测器，可以把1.6 t的“闪电号”卫星送入特殊的椭圆轨道。“联盟号”于1963年11月1日首次发射。它利用了“闪电号”的助推器及第一和第二级，并根据载人航天发射对安全性的要求而设计了逃逸系统。“联盟号”是前苏联／俄罗斯使用最频繁的运载火箭，主要用于发射“联盟号”载人飞船、“进步号”货



“联盟号”运载火箭及其改型

运飞船以及照相侦察卫星和地球资源卫星等。低轨运载能力为7.3 t。1999年“联盟号”以一箭四星方式发射了24颗“全球星”低地轨道移动通信卫星。截至2000年底，“闪电号”共发射307次，失败33次，成功率89.3%；“联盟号”共发射1111次，失败35次，成功率96.8%。“联盟号”运载火箭在20世纪80年代曾创造了连续146次发射成功的纪录。

（撰写：孙广勃　审订：李双庆）

lian zengzhangji

链增长剂 chain extension agent　又称增链剂或扩链剂。使粘合剂分子链增长，增加链的柔软性，提高固体推进剂伸长率的化合物。链增长剂均为双官能团化合物，如一缩二乙二醇、硝基丙二醇、二乙醇胺等小分子二元醇。通过采用链增长剂，可适当调节增链和交联反应的比例，使得固化网络交联点间平均分子量 M_c 增大，从而改善粘合剂体系的力学性能。复合推进剂中交联点间分子量大约为10^4～10^5。交联点间平均分子量M_c对固体推进剂的力学性能有很大影响。应力和应变与网络结构的关系是

$$\sigma = \rho\sqrt{M_c}\,\mathrm{N}\mathrm{k}T(\alpha-\alpha^{-1})$$

$$E = \rho\sqrt{M_c}\,\mathrm{N}\mathrm{k}T$$

式中 σ 为应力；E 为弹性模量；ρ 为单位体积聚合物的质量；N 为阿弗加德罗常数；k 为波尔茨曼常数；T 为绝对温度；α 为试件相对变形。　（撰写：姚润森　审订：王北海）

liangxiangliu

两相流 two phase flow　由两种相态混合组成的流体流。以相态区分有：气液两相流、气固两相流及固液两相流。低温氢氧发动机，如输送导管预冷不充分、导管绝热严重漏热等，均可在发动机内腔及导管内形成气液两相流。涡轮泵起动时遇到气液两相流，泵会发生气蚀，使涡轮泵超速运行。气液两相流能显著影响传热、声速和流量，并造成压力损失。发动机内腔吹除置换不彻底，当液氢进入发动机时，能形成固液两相流。固体粒子在流动中可能堵塞小孔或进入缝隙，造成发动机工作异常和故障。固体发动机工作时，含金属的固体推进剂燃烧产物在燃烧室形成气液两相流，在喷管膨胀中能形成凝聚相微粒，产生气固两相流动，影响喷管效率等。

（撰写：袁耀章　审订：谢光选）

liangxiangliu sunshi

两相流损失 two phase flow loss 在气相和凝聚相的两相流动中，由于凝聚相颗粒的影响而引起的能量损失。两相流损失取决于燃烧产物中凝聚相颗粒的尺寸、数量、阻力系数和传热系数，此外还与喷管流动轴线的速度梯度有关。推进剂中如含有Li、Be、B、Mg、Al等元素时，由于它们的氧化物(如Li_2O、BeO、B_2O_3、MgO、Al_2O_3等)的气化温度相当高，远远超过推进剂的燃烧温度，因此，燃烧产物中就会有液相或固相物质存在，于是喷管中便存在气相与液相(或固相)的两相流问题。它使得固体火箭发动机的比冲有一定程度的损失，这项损失即为两相流损失。产生两相流损失的原因如下：(1)凝相颗粒在喷管中不能做膨胀功；(2)凝相颗粒速度滞后于气体速度，产生摩擦阻力；(3)凝相颗粒来不及和气体达到热平衡就排出喷管，一部分热能没有转变为动能；(4)凝相颗粒向喷管内壁面的热辐射也使能量有所损失。

（撰写：刘志武　朱宁昌　审订：刘霓生　顾明初）

liangzu buxingshi lianxu tuijin zhuangzhi

两足步行式连续推进装置 continuous step by step propulsion unit 水平装填车上推拉导弹，使导弹向前运动的装置。推拉功能由油缸完成。两个双伸杆油缸的缸体分别装在前后滑架上，活塞杆在其中间相连。前滑架不动时，装在其上的油缸活塞杆向前推动；与此同时，后滑架及装于其上的油缸缸体也跟随前移。当前滑架上的油缸活塞工作至终点位置时，后滑架上的油缸体也刚好到达下一步向前推进的起始工作位置。此时换向阀动作，使油路换向。这之后，后滑架上的油缸向前推进，前滑架油缸体跟随。如此交替进行，活塞杆一直连续向前推进，推动导弹连续向前运动。这就如同人走路一样，前脚着地用力，后脚向前跟随。

（撰写：胡德礼　审订：蔡连贵）

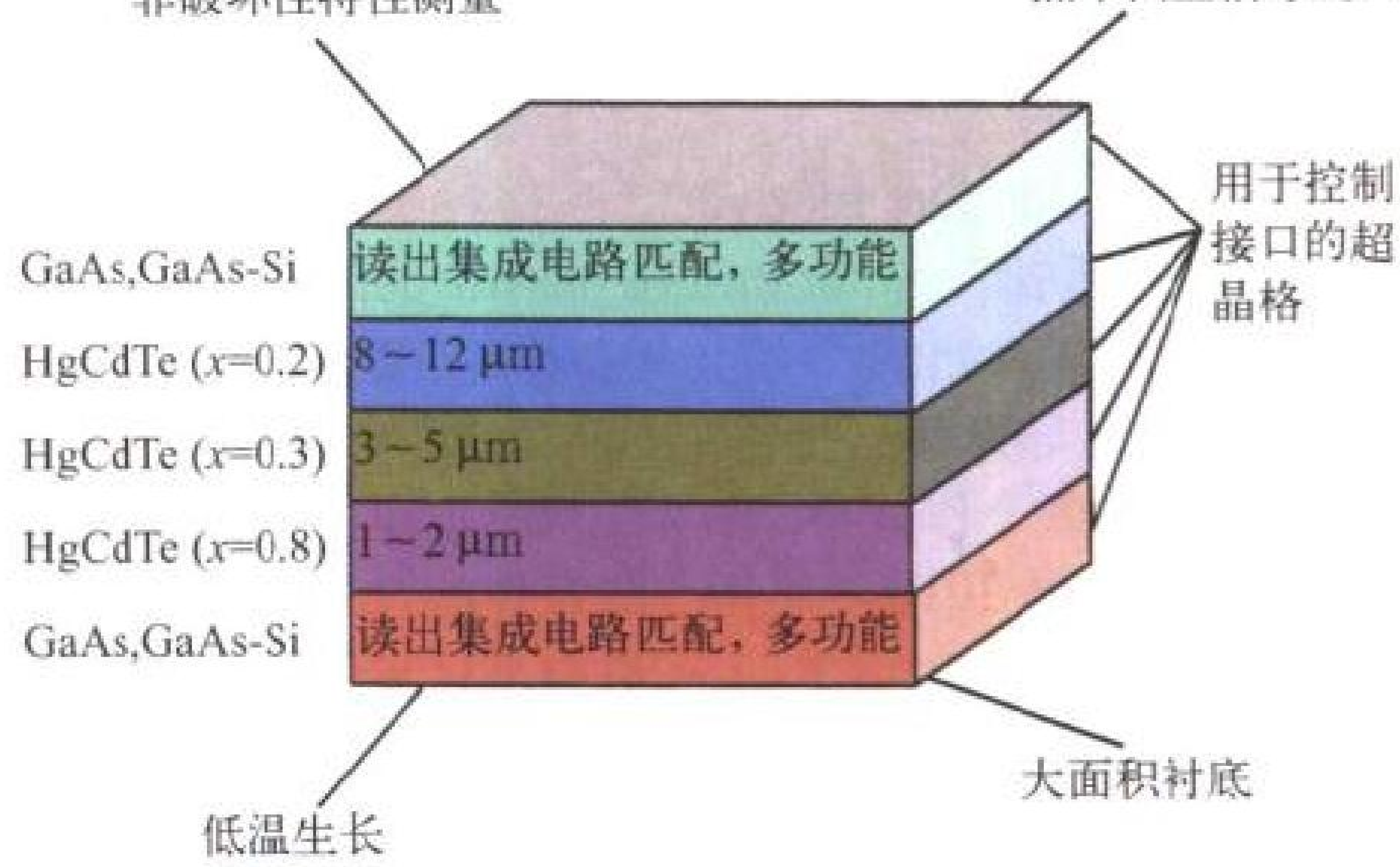
liangzi jisuanji

量子计算机 quantum computer 一种基于量子力学理论，运用粒子的量子力学超态机理，将光子的极化状态和原子的自旋表示为“0”和“1”信息(量子比特)，以量子位逻辑电路构成的计算机。由于量子位的超态特性，量子计算机可以使一串量子位一次同时保持许多不同的状态，由此可实现巨量的异种并行操作。量子位超态特性潜在的高度并行性与它的相干性结合，能够以大大高于传统计算机的速度解答大整数的因数分解问题。量子位的缠结性又使量子计算机在信息的加密上得到新的突破，而且能以光速实现极高速的搜索数据库算法。早在20世纪80年代，科学家就开始探索从量子物理定律来寻求新型的计算机结构。1985年英国牛津大学戴维·多奇教授指出了量子位的超态性，量子计算机能以高度并行性解算大数的因数分解等基本计算问题。1994年美国电话电报公司贝尔实验室彼得 W.肖尔继而提出了该问题在量子计算机上的算法。近年来又提出基于以1个粒子的1个量子位表示数据库表中每个记录的新搜索算法，美国国家标准与技术研究所实现了4 量子位逻辑门，取得了4个锂离子的量子缠结状态。澳大利亚新南威尔士大学布鲁斯卡尼博士为首的研究小组认为用5年时间可研制出初步的量子逻辑器件，再用10年就能制造出全功能的量子计算机。美国国防部也已投入大量资金研究量子计算机。但现在量子计算机还处于概念阶段。

（撰写：陈作人　审订：于伦正）

lingqiao jiaopingmian zhenlie

灵巧焦平面阵列 smart focal plane array (FPA) 是用单片结构将必要的读出电路与多波段探测器层组合在一起，在各层之间采用超晶格，以改善生长结构和控制电路界面的阵列。焦平面上的信号处理由应用情况及算法和器件工艺的实用化程度决定。一种可能的结构如图所示。入射的多光谱辐射，通过光学系统聚焦在焦平面阵列上，并将辐射转换成电信号。并需要一个微透镜阵列再会聚辐射，使焦平面阵列的填充系数接近于1。微透镜利用神经网络原理完成光学处理和光学防护。焦平面阵列将借助于GaAs；量子阱结构对紫外光、可见光、近红外至远红外，乃至毫米波等多光谱敏感。探测器输出信号数字化后，便于算法进行处理。这其中将有数量未知的光学处理，一旦信号通过与探测器材料相匹配的光学接口或经光纤传递至硅上，则完成更高级的复杂处理。在这里可以预期的功能仅受硅制造工艺、光学处理技术及图像处理算法成熟性的限制。据推测，2020年左右将采用灵巧焦平面



灵巧焦平面阵列结构示意图

阵列，这意味着更具完美能力的第三代红外成像系统将登上历史舞台。预想可实现的功能：图像分辨率可变，既有高敏感威胁告警区，又有高分辨率的目标识别区；可变局部放大；高分辨区可在整个图像上移动；目标自动提示；辅助目标识别；确定目标优先次序；战斗识别和自主攻击目标等。这种焦平面，尽管是一个单片，但它涵盖了传统概念上的成像器和视频处理器功能，性能卓绝，结构精巧，使用上具有极大的灵活性，故称之为灵巧焦平面。

（撰写：杨应槐　审订：孙再龙）

linggaodu taoyi shiyantai

零高度逃逸试验台 zero altitude escape test stand 用以支



零高度逃逸试验台

承逃逸飞行器在地面进行逃逸救生试验的专用设备。零高度逃逸试验台能模拟火箭可能出现的各种典型故障姿态。在飞行试验场地及其他场地，它可作为逃逸系统的安装、调试、试验与长期停放的基座。在地面飞行试验中它作为逃逸系统试验模型进行各种状态飞行试验的发射台，可为逃逸系统试验模型提供规定的方位角和倾角，配合完成逃逸系统飞行试验准备工作和点火飞行试验。试验台由刚架结构、液压系统和测控系统组成，是机、电、液一体化的产品。在该逃逸试验台上可以实现大角度倾斜发射。

（撰写：王丽秋　审订：王瑞铨）

liuti huilu fusheqi

流体回路辐射器　thermal radiator connected to fluid loops　与热源（星上产生废热的仪器设备）用流体回路连通的辐射散热器（参见热辐射器）。这是比较常见的一种吸热、散热形式。当辐射散热器置于卫星体外时，热源与之通常用流体回路连接，工质在泵的驱动下循环流动，同时吸热、散热，进行热量的排散、分配，完成星体热控制任务。流体回路一般是通过发热仪器的冷板（或别的形式的换热器）与热源连接，而与辐射散热器的连接则通常是直接连接（如焊接）的。管道在辐射面上的布置，应以使辐射散热面达到最大效率为准。流体回路与辐射散热器连接的另一种方法是，通过一个换热器将热量交给一组热管，而这组热管布置在辐射散热器表面上。这种方式的好处在于提高了流体回路的安全性，即若有流星撞击辐射散热器，击穿一根热管，也只能造成局部的损坏；而流体回路本身一旦被击穿，将造成整体性的灾难。

（撰写：郭　舜　审订：文耀普）

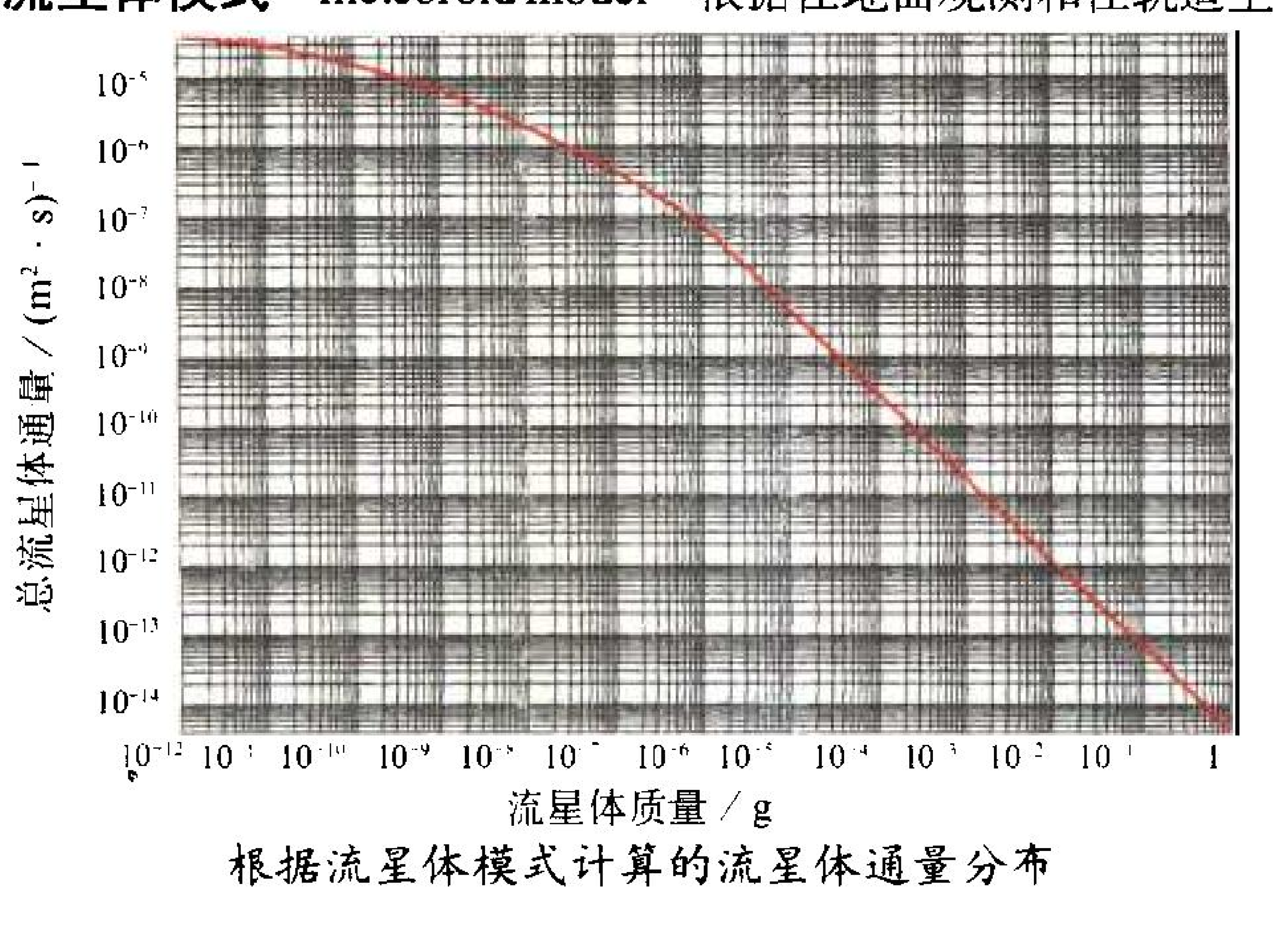
liuxingti

流星体　meteoroid　在围绕太阳的大椭圆轨道高速运转的固体颗粒。主要来源于彗星，并具有与彗星相近的轨道。当它们的轨道与地球相交时，可能闯入地球大气，与大气摩擦而产生发光现象，即为流星。个别尚未在大气层完全燃烧而能到达地面者称为陨星。流星体具有各种不规则的外形，它们在太阳引力场的作用下沿着各种椭圆轨道运动，相对于地球的速度在11～72 km/s之间。当流星体与航天器发生碰撞时，可能会对航天器造成损伤（如航天器表面部分的穿透和剥落等），严重时甚至会使航天器或其子系统发生故障。

（撰写：刘　静　审订：都　亨）

liuxingti moshi

流星体模式　meteoroid model　根据在地面观测和在轨道上



根据流星体模式计算的流星体通量分布

直接探测的流星体数据，得出的流星体通量随质量的分布模式。在未受其他天体（如地球、月球等）的影响时，流星体（即偶现流星体与流星雨的总和）的平均质量—通量模式如下

$10^{-6} \leqslant m \leqslant 10^{0}$，$\lg N_t=-14.37-1.213\lg m$

$10^{-12} \leqslant m \leqslant 10^{-6}$，$\lg N_t=-14.339-1.584\lg m-0.063(\lg m)^2$

式中　N_t为单位时间内落到单位面积上的、质量大于等于m的总流星体数，m为流星体质量。

（撰写：刘　静　审订：都　亨）

liuxingyu

流星雨　meteor shower　在一定空域一定时间出现的大量流星。一般把流星开始出现的那一点（或一个小区域）叫做辐射点。流星雨便以辐射点所在星座来命名，如“狮子座”流星雨，即辐射点在狮子座方位的流星雨。形成流星雨的所有流星体在空间的轨道是相近的。当地球绕太阳公转时，每当穿



流星暴雨（1999年狮子座流星雨）

过在这些相近轨道（通常在一些彗星的轨道附近）上运行的流星体的聚集区，地球上就可以观测到流星雨现象。我们把导致流星雨现象发生的、在相同或相近轨道上运行的这些聚集在一起的流星体叫做“流星体群”。由于流星体群的轨道与地球轨道彼此交叉区域很小，所以只有在每年的固定日期里（几天或几个月），当地球通过交叉区域，遇到同一流星体群时，才产生同一流星雨。太阳系内与地球轨道交叉的流星体群约有500个。每一个流行体群内的流星体的运动速度方向大致相同，流星体群不规则的空间分布，造成了流星雨的季节性变化，也就造成了地球附近流星通量的时间变化。一般将在晴朗、黑暗的天空观测时每小时从天顶产生的流星数作为流星体群强度的度量，简写为ZHR。通常流星雨的ZHR值不超过100，但有时也可达到几百，当观测到的流星雨的ZHR超过1000时，即称为流星暴。（撰写：刘　静　审订：都　亨）

loufanglü

漏防率　leakage rate　又称漏过率或漏网率。弹道导弹或巡航导弹等进攻武器在遭受防御系统拦截后，能够到达城市或工业设施等高价值目标的百分比。用于评价国土或国家防御系统的防御效能。漏防率是一个与防御力量的布防形式、阵地位置和数量、防御武器的单位杀伤概率、以及来袭导弹的性能、数量和攻击战术等诸多因素有关的量。以城防系统而论，假设环形布防阵地的内环半径为R_1，每座防御阵地的有效防御面积为ΔA，单位杀伤概率为k，则当允许发生的漏防率Le给定或已知时，环形城防系统阵地为保证达到允许漏防

率Le，在一次性拦截中瞄准每枚来袭导弹的阵地数n、外环半径R_2和布防阵地总量N分别为

$$n = \ln Le / \ln(1-k)$$

$$R_2 = n \cdot \Delta A^{\frac{1}{2}} + R_1$$

$$N = \pi(R_2^2 - R_1^2) / \Delta A\ 。$$

（撰写：毕士冠　审订：黄瑞松）

ludi shengtai bianhua weixing yaogan

陆地生态变化卫星遥感 land ecological change monitoring by satellite remote sensing　用卫星上装载的遥感仪器对陆地生态变化进行的遥感监测。它包括下述内容：(1) 城市化环境监测。随着城镇数量增加及其规模的扩大，人口向城镇集中的过程称为城市化。卫星遥感的实时性、经济性等特点为其在城市环境监测中的应用提供了坚实的基础。(2) 绿色植被指数与初级生产力评估。绿色植被指数是指绿色植物的绿度、覆盖度、叶面积指数、绿色生物量、干生物量以及土壤亮度和温度等。土地的总初级生产力定义为绿色植物生产者在单位时间和单位面积上通过光合作用所转化的有机干物质重量。气象卫星的可见光及近红外观测数据在绿色植被监测中发挥了重要作用。(3) 造林绿化的监测与评估。(4) 洪涝灾害监测与灾情评估。(5) 沙漠化的监测与预测。(6) 土壤退化与改良的监测与评估。(7) 水土流失与水土保持的监测与评估。(8) 能源开发工程的可行性评估。(9) 高原与环境变迁的监测。(10) 南北极考察。

（撰写：李颐黎　审订：李大耀）

luji zhongcheng dikong daodan xitong

陆基中程地空导弹系统 SAMP/T surface-to-air missile system　法、意两国联合研制的一种用于区域防空的中程地空导弹系统。它是20世纪80年代末实施的未来面对空导弹系列 (FSAF) 计划的一部分，将替代在两国陆军服役的美国霍克地空导弹系统。FSAF采用模块化设计，根据不同国家的需要，导弹、雷达和垂直发射装置可以随意组合成为不同的导弹系统，用于不同的作战任务。SAMP/T系统主要对付高性能飞机、反辐射导弹、空地导弹、巡航导弹和无人飞行器等空中目标，以满足21世纪防空作战对中程防空导弹系统的需要。SAMP/T于20世纪90年代初开始工程研制，将于2003年交付法国，2006年具备作战能力。主承包商欧洲地空导弹公司正在对系统进行改进，使其具有反近程战术弹道导弹能力，将与原型系统同期具备作战能力。

SAMP/T地空导弹系统由“阿斯特”-30导弹、阿拉贝尔多功能旋转相控阵雷达、指挥控制系统和可携带8枚导弹的垂直发射系统组成。导弹的射程为4～70 km，对付飞机的最佳拦截距离为30 km，对付导弹的最佳拦截距离为10～20 km。“阿斯特”-30导弹弹长4.8 m，弹径180 mm，弹重450 kg，导弹最大飞行速度为2.5 *Ma*。

（撰写：高雁翎　审订：王毓兰）

lushang jidong fashe zhanlüe daodan

陆上机动发射战略导弹 land-based mobile strategic missile　在陆地上进行机动、可以改变待机点和发射点并在其间进行转移的战略导弹。按机动的程度不同分为在预有准备阵地之间机动并择机发射的战略导弹（简称预有准备机动导弹）和不需准备阵地、可在任意选择点间机动并择机发射的战略导弹（简称任意点机动导弹）；按机动方式不同又分为公路机动战略导弹和铁路机动战略导弹。无论哪种机动方式，都



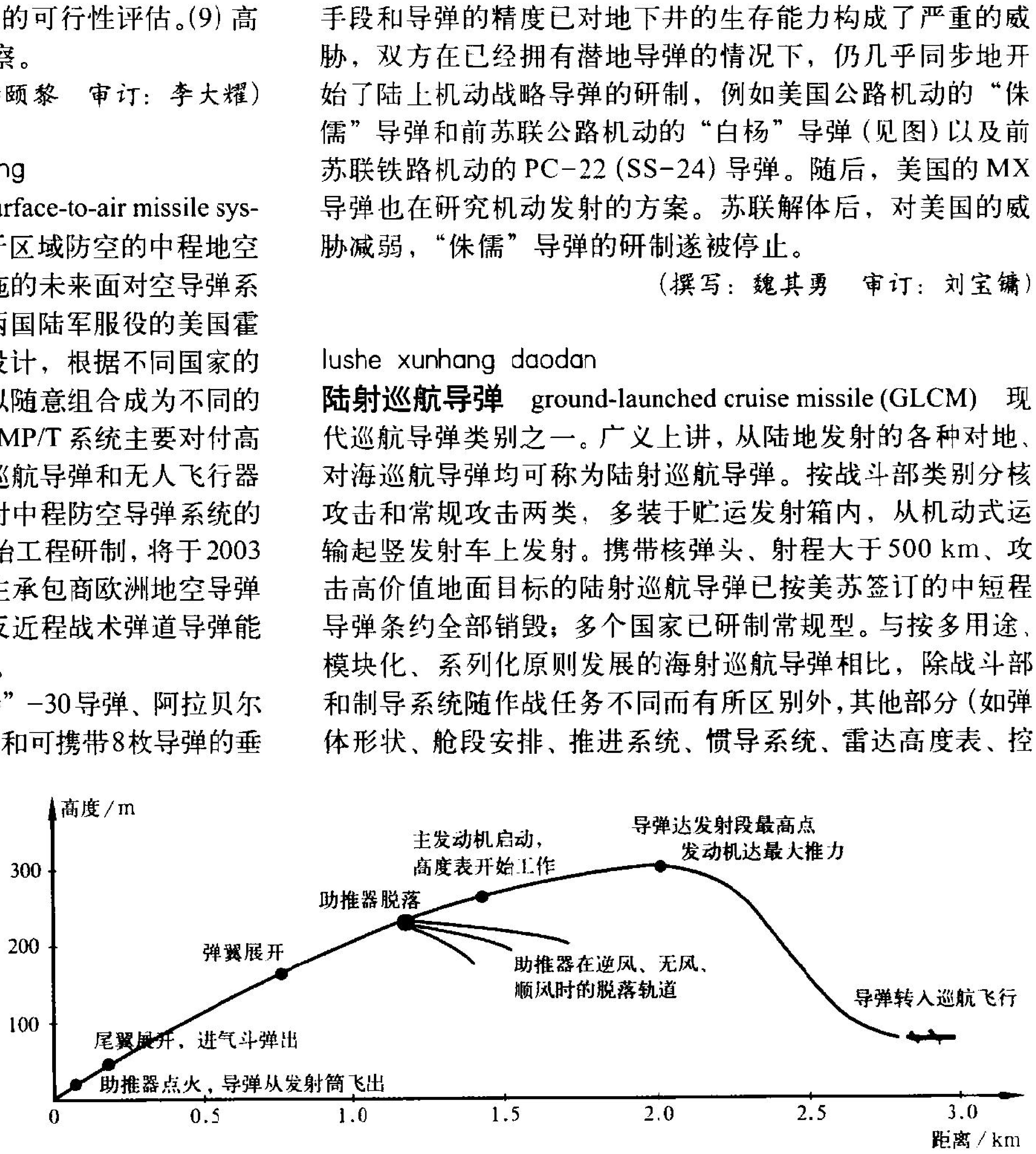
陆上机动发射的“白杨”战略导弹

要求导弹武器系统对给定的道路有良好的几何通过性和质量通过性以及有较快的运行速度和较强的爬坡能力。预有准备机动对导弹及其地面设备要求较低，而任意点机动则不仅要求能高精度地快速定位定向，而且要降低运输和发射时对地面的压力。20世纪80年代，美国和前苏联的侦察手段和导弹的精度已对地下井的生存能力构成了严重的威胁，双方在已经拥有潜地导弹的情况下，仍几乎同步地开始了陆上机动战略导弹的研制，例如美国公路机动的“侏儒”导弹和前苏联公路机动的“白杨”导弹（见图）以及前苏联铁路机动的PC-22 (SS-24) 导弹。随后，美国的MX导弹也在研究机动发射的方案。苏联解体后，对美国的威胁减弱，“侏儒”导弹的研制遂被停止。

（撰写：魏其勇　审订：刘宝镛）

lushe xunhang daodan

陆射巡航导弹 ground-launched cruise missile (GLCM)　现代巡航导弹类别之一。广义上讲，从陆地发射的各种对地、对海巡航导弹均可称为陆射巡航导弹。按战斗部类别分核攻击和常规攻击两类，多装于贮运发射箱内，从机动式运输起竖发射车上发射。携带核弹头、射程大于500 km、攻击高价值地面目标的陆射巡航导弹已按美苏签订的中短程导弹条约全部销毁；多个国家已研制常规型。与按多用途、模块化、系列化原则发展的海射巡航导弹相比，除战斗部和制导系统随作战任务不同而有所区别外，其他部分（如弹体形状、舱段安排、推进系统、惯导系统、雷达高度表、控



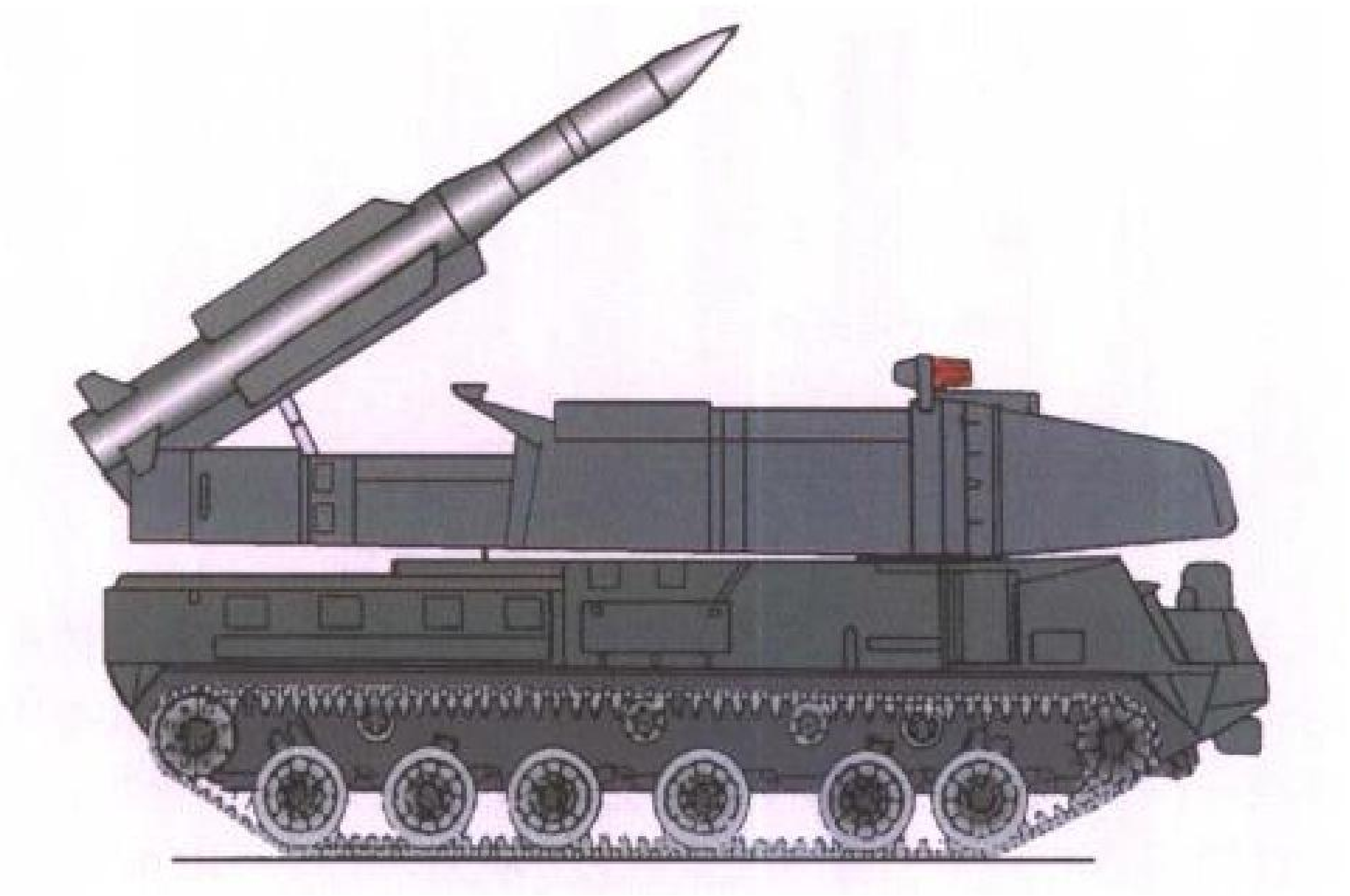
典型现代陆射巡航导弹发射过程示意图

制及电气设备）都基本上是相同的。地面发射指挥系统中用的许多设备，如多联贮运发射箱、指挥台显示屏幕、计算机软件设备等也都选用了同一系列化产品。

（撰写：毕士冠　审订：姚绍福）

lüdaishi jidong fasheche

履带式机动发射车　caterpillar type mobile launching vehicle　采用履带式行动装置行驶、具有导弹发射功能的特种装备车辆（见图）。由于履带行动装置具有行驶时对地面较小的单位压力，良好的地面附着能力和履带关节的柔和性，所以在旷野无路条件下通过沙地、雪地、泥泞地带以及超越水障、路障的能力强，并且左右驱动轮可以按不同的速度



履带式机动发射车

转动，转向灵活，转弯半径小，机动性好。经过改装设计，实施导弹发射功能的发射准备、发射控制和能源供配设备与操作人员等可以设置在具有装甲防护能力的车体内部，使整车重心降低，提高行驶稳定性和发射稳定性，并具有导弹发射燃气流防护功能和一定的防爆片能力与三防（防核、防生物、防化学武器）能力。履带式机动发射车适宜多联装小尺寸、轻量型导弹在野外地带实施越野机动发射。履带式机动发射车的缺点是结构复杂、修理间隔里程小、在坚实路面行驶时滚动阻力大，并对道路破坏程度大（即使是用挂胶履带板），因而影响后续车辆行军平均速度。

（撰写：李洛阳　审订：曾智勇）

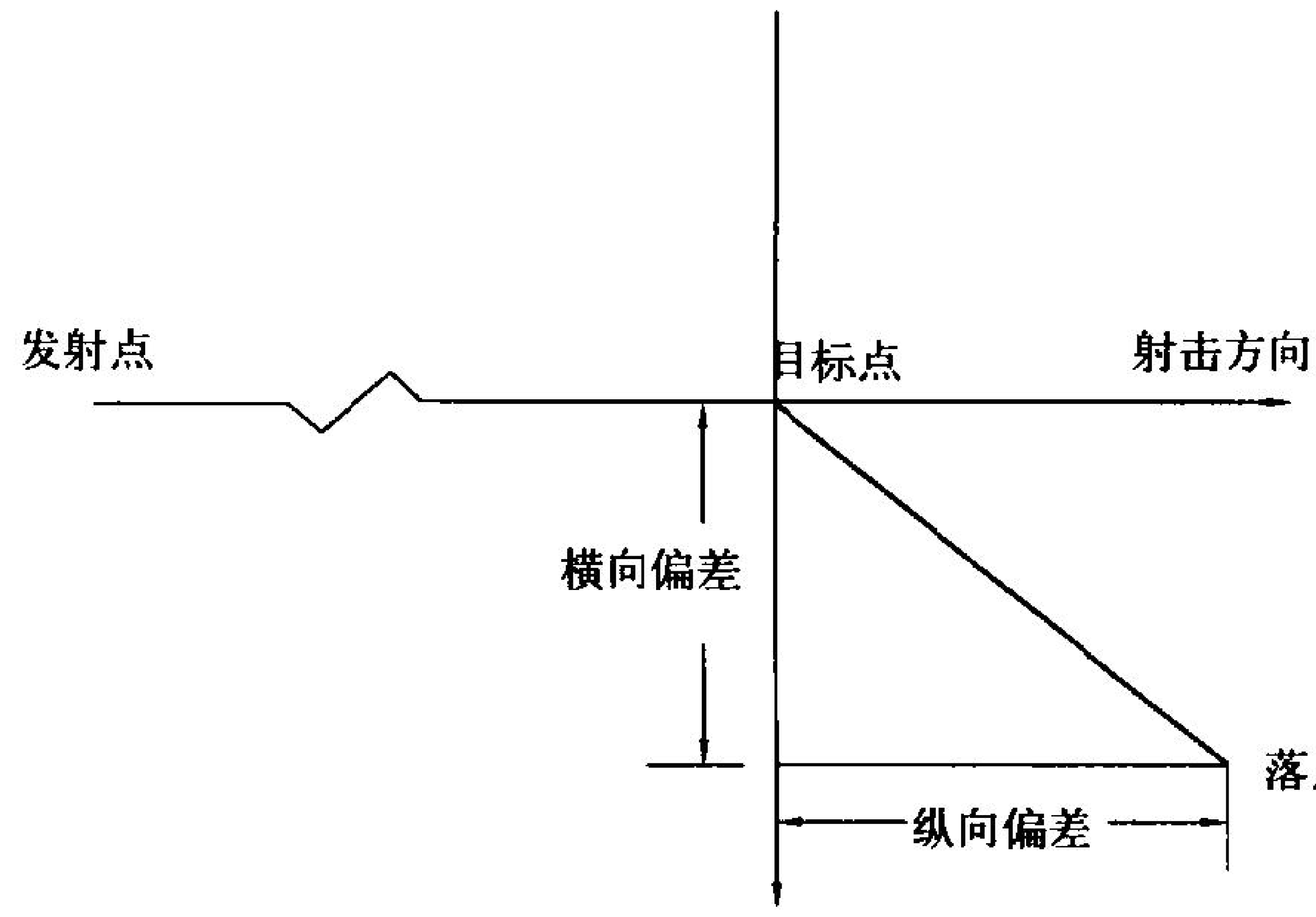
lunshi zhuangjia fasheche

轮式装甲发射车　wheeled armored launching vehicle　载体为轮式装甲车的发射装置。它除了具有一般轮式发射车的特点和优点外，还有如下优点：选用大量生产的轮式装甲车作载体，成本低，性能好，质量与可靠性高；易于解决防核、防化学、防生物武器的问题；最主要的是它与机械化部队的轮式装甲车具有同样的机动越野能力、抗轻武器攻击的能力和通过受核、化学、生物武器污染地段的能力，因此，可为机械化部队在任何作战状态，包括行进中，提供防空和反坦克作战的能力。在依托公路网进行机动作战时，它比履带式装甲发射车具有不可比拟的优越性。目前轮式装甲发射车主要用于近程地空导弹武器系统和重型反坦克导弹武器系统，法国汤姆逊－CSF公司生产的SICA近程地空导弹武器系统的火力单元是一种典型的配置于轮式装甲发射车的形式。美国BGM－109G“战斧”陆射巡航导弹配备的四联装运输起竖发射车采用轮式车底盘，但在导弹贮运发射箱和设备舱处配备了专用的防护装甲，是轮式装甲发射车的另一种典型形式。

（撰写：韩九如　审订：曾智勇）

luodian piancha

落点偏差　impact point error　导弹弹头／弹体或火箭子级残骸着地点相对目标点的偏差。又称命中偏差。分纵向落点偏差和横向落点偏差。在目标点水平面内，落点偏差沿射击方向的分量称纵向落点偏差，又称射程偏差，射程增加方向为正；垂直于射击方向的分量称横向落点偏差，射击方向右方为正。落点偏差是导弹武器系统／火箭各项误差的反映，是评估导弹武器系统精度／火箭控制精度的重要参数。



落点偏差示意图

（撰写：茹家欣　审订：李福昌）

luodian yubao

落点预报　prediction of impact point　用主动段遥测和外测数据推算导弹瞬时落点坐标的过程。落点预报的主要目的是为实施安全控制选择落点和事后寻找导弹的主要残骸之用。其具体方法是在导弹主动段飞行过程中，假定某一时刻推力突然终止，由该时刻的弹道位置和速度，按弹道方程计算出对应的理论落点位置。它要求计算速度快、实时性强，故计算方法和公式比较简单，常用龙格库塔法计算椭圆方程来实现。

（撰写：刘利生　审订：黄学德）

luoqu

落区　impact area　运载火箭的助推器或各子级完成工作后的坠落区及载人飞船和返回式卫星等返回型航天器和导弹弹头着陆的地区。试验导弹时弹头着陆的地区又称弹着区或末区，它与发射场区和航区一起组成导弹试验靶场。弹着区／航天器落区通常配有搜索、捕获、跟踪和测量目标弹道及落点位置和弹头参数的光学测量、雷达测量和遥测设备，有的还配有搜索飞机。落区一般选在内陆荒僻地区或远离航道、渔场的公海或岛屿附近的海面。对于海上落区，通常要派出测量和回收用的船队与飞机。它们除了完成陆上落区应完成的任务以外，还要完成禁区警戒和打捞回收装置等任务。为保证落区人员和设施的安全，一般要将观测设备布设于危险范围以外，适时预告发射时间或发布公告，必要时进行居民疏散，要求各国船只和飞机在规定时间内不得进入规定的海域和空域，实时向落区传送预示落点信息并实时进行安全监测。

（撰写：徐方　金衡方　审订：雷印西　魏其勇）



maichong baozhen fadongji

脉冲爆震发动机 pulse detonation engine 利用脉冲式爆震波产生推力的无压缩机喷气发动机。由进气道、爆震室、尾喷管、起爆器、燃料供给和喷射系统以及控制系统组成(见图1)。工作循环包括进气、喷油、点火、燃烧和排气，其爆震波以超声速传播，能产生极高的燃气压力、温度和燃烧速度，从而产生推力。燃烧过程为等容燃烧过程。按照是否自带氧化剂可分为火箭式脉冲爆震发动机和吸气式脉冲爆震发动机。工作过程是间歇性、周期性的。图2是一种多燃烧室脉冲爆震发动机的方案示意图。其进气道可工作在临界状态，其起

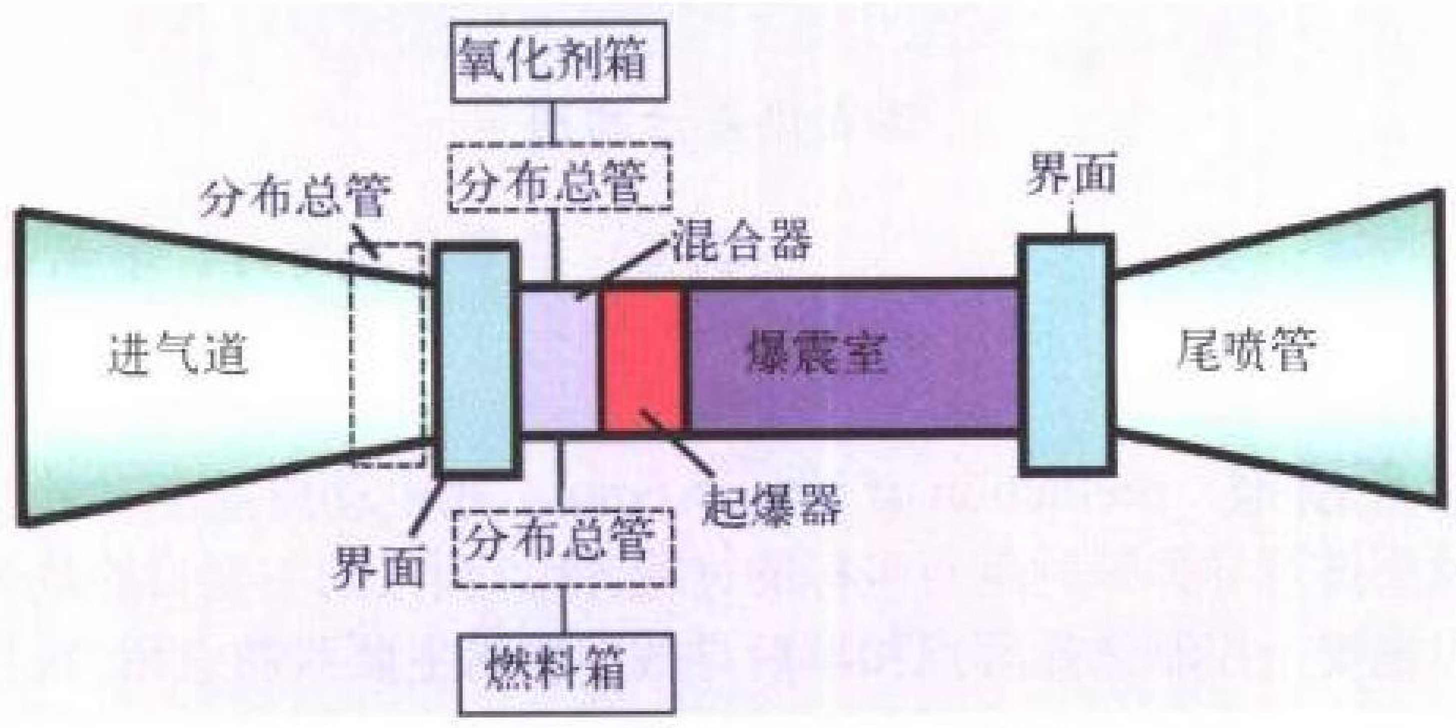


图1 脉冲爆震发动机原理示意图

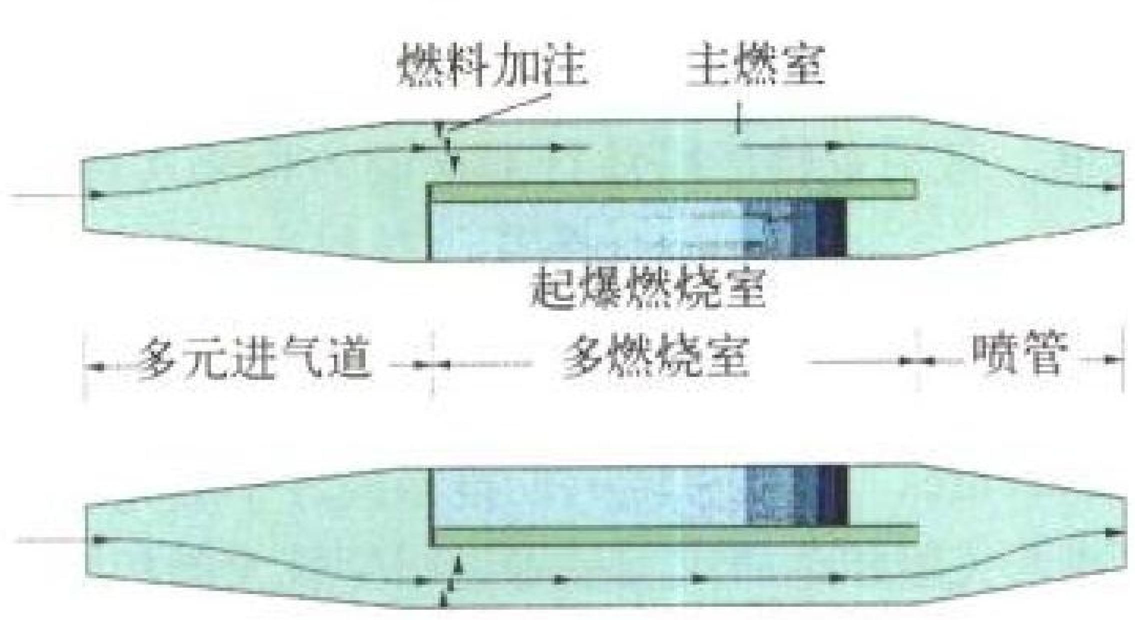


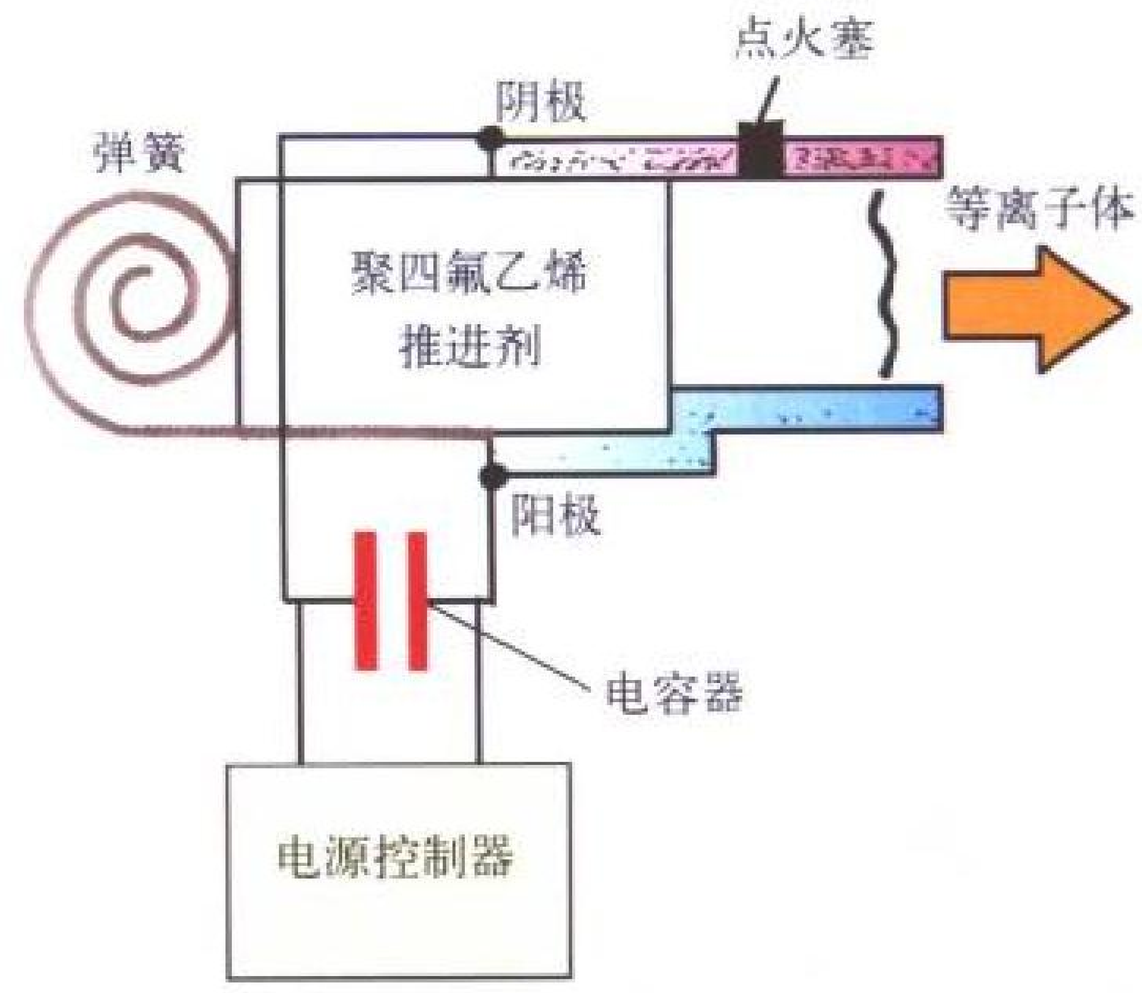
图2 一种多燃烧室脉冲爆震发动机方案示意图

爆燃烧室用旋转阀门机构与进气道隔开。脉冲爆震发动机的优点是热循环效率高，结构简单，成本低，推重比大，比冲高，工作范围宽，可在马赫数0～10、高度0～50 km范围内工作，推力可调。利用脉冲爆震波增推器与超燃冲压发动机组成混合发动机，依靠脉冲爆震波来增大推力和增强超燃冲压发动机燃烧室中的混合和燃烧。作为动力装置，它可望应用于高速巡航导弹、高超声速飞机、靶机等。

(撰写：郑日恒 审订：顾炎武)

maichong dengliziti fadongji

脉冲等离子体发动机 pulsed plasma engine 又称脉冲等离子体推力器。用脉冲放电电弧分解离化的推进剂等离子体，经自感磁场和热动力作用，加速喷射产生推力的一种等离子体发动机。推进剂常用固体聚四氟乙烯。推进剂由弹簧推至阴极与阳极之间，电源控制器向点火塞电容器和放电电容器充电。点火塞放电引发放电电容器在阴极与阳极间沿推进剂表面电弧放电，推进剂被烧蚀、分解，离化成等离子体，在



脉冲等离子体发动机原理图

自感磁场的洛伦兹力和热动力作用下加速喷出。电容器放电后再重复上述过程。其主要优点是固体推进剂与发动机本体合成一体，结构简单，脉冲工作无需预热，启动时间极短，可通过调节脉冲频率大范围调节推力。推力为10^{-2}～10 mN，比冲为3000～25000 N·s / kg。缺点是效率很低，一般小于10%。它是在空间应用的第一种电火箭发动机，适合于小卫星精确姿态控制、阻力补偿、位置保持和轨道转移。

(撰写：黄良甫 审订：胡永年)

maichong duopule leida daoyintou

脉冲多普勒雷达导引头 pulsed Doppler radar seeker 利用杂波和目标的多普勒频率差别将杂波滤除，截获和跟踪目标反射的雷达脉冲回波信号，并向导弹自动驾驶仪(或导弹飞行控制计算机)提供制导指令的导弹寻的敏感器。它专门用在拦截从超低空到高空飞行的战斗机、战术地地导弹、巡航导弹和武装直升机的导弹上。采用收发相干的高重复频率脉冲串波形，发射和接收之间的相位相干由一个公共的微波基准振荡源产生，高重复频率脉冲串波形保证要拦截的目标回波在频域内处在无杂波区，利用多普勒信号处理在无杂波区检测出目标回波信号的中心谱线，并在频率上对其进行跟踪。利用雷达测角通道提取的目标回波角误差信号控制导引头天线在角度上对目标实施跟踪。角跟踪回路是一阶无静差系统，采用速率陀螺稳定回路保证天线在惯性空间的稳定，导引头在角度上跟踪目标过程中获得与目标视线角速率成比例的制导信号，该信号控制导弹飞向目标。脉冲多普勒雷达导引头通常工作于X、Ku或Ka波段。

(撰写：董胜波 审订：郝祖全)

maichongshi huojian fadongji

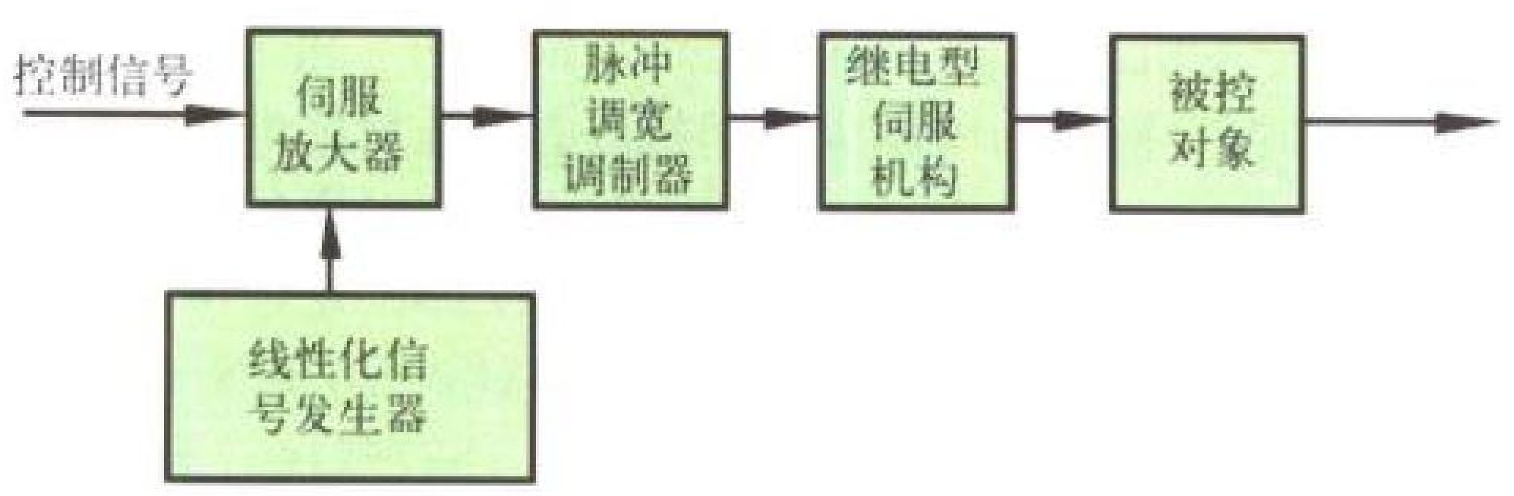
脉冲式火箭发动机 pulse rocket engine 以脉冲形式产生推力的火箭发动机。一般运载火箭的主发动机推力在额定状态下是不变或变化不大的，但为了改变和控制飞行中航天器的轨道或姿态，如弹头机动和卫星姿态保持等，需要使用脉冲式火箭发动机。这种发动机一般采用液体推进剂，推力小，

响应快，可频繁起动，主要用于航天器的轨道和姿态控制。目前可多次起动和关机的固体推进剂脉冲火箭发动机也发展很快，美国正在反导系统的动能拦截器中应用。

（撰写：胡平信　审订：朱森元）

maichong tiaokuanshi sifu jigou

脉冲调宽式伺服机构 pulse width modulation servomechanism　由脉冲宽度调制器和继电型伺服机构组成的装置。其原理是采用振荡线性化的方法将一个非线性继电型伺服机构



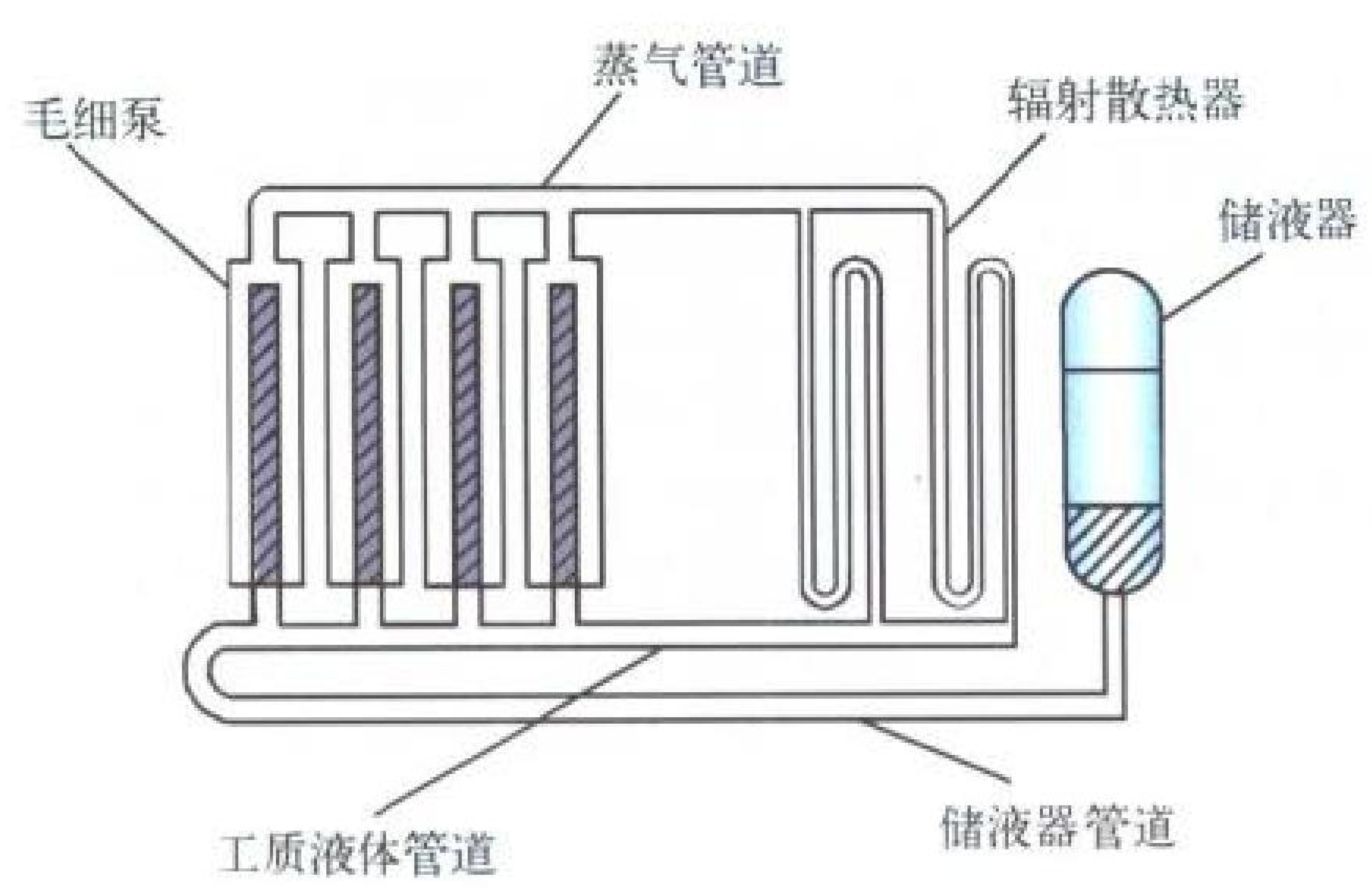
脉冲调宽式伺服机构方块图

变成一个线性伺服机构（见图）。对这种伺服机构的要求是快速性要好，对一定频率的线性化振荡信号要有良好的响应。脉冲宽度调制器的作用：脉冲宽度随着直流调制信号变化，因而正负脉冲的宽度不相等，其不平衡时间（$\Delta t = t_1 - t_2$）与控制信号大小成正比，其极性与控制信号的极性相对应。调制后的信号输入继电型伺服机构，操纵负载工作在两个极限位置，但在两个极限位置的停留时间不相等，由此而产生的控制导弹运动的平均控制力与控制信号近似地成线性关系。其优点是：快速性，并可在降低对元件加工精度要求的条件下实现比例控制，开关型伺服阀加工简单，工作可靠（对污染不敏感），成本低。缺点是：导弹飞行阻力大，伺服机构效率低，因此它只适用于短时工作的小功率伺服系统。

（撰写：高可人　审订：何立萍　王毓兰）

maoxi chouxi liangxiang liuti huanlu

毛细抽吸两相流体环路 capillary pump loop　以毛细力为驱动、工质在管路中单向流动循环、主要以相变的方式换热的热传递系统。这种环路系统由毛细泵、辐射散热器、工质液体管道、蒸气管道和储液器组成。这种热传递系统可承受很大的传热量，自身温差小，控温精度高，是一种强有力的热控制系统，同时它因没有运动部件而



毛细抽吸两相流体环路原理图

工作可靠。但相对于热管来说，其结构比较复杂，体积也比较大，还需消耗一定的控制能量（尽管很小），所以比较适合用于规模较大、传热量较大的航天器热控制和热管理，将是未来空间站热控制主要选择之一。

（撰写：郭舜　审订：文耀普）

meiyou

煤油 kerosene　一种可贮存液体燃料。由天然或人造石油经分馏或裂解、聚合、氢化制得。它是无色至淡黄色的透明液体，主要由烷烃、环烷烃、芳香烃等组成，有时可能加入少量添加剂。煤油是非极性物质，不溶于水。它的化学稳定性很好，对冲击、压缩、振动和摩擦等均不敏感。煤油属于五级基本无毒物质，空气中最高允许浓度为 500 ppm。作为火箭燃料的煤油，要求密度大、热值高。由于煤油资源丰富，价格低廉，并且无毒，因此广泛用于航天运载火箭。

（撰写：张起源　审订：胡平信）

meijun shiyan

霉菌试验 fungus test　见综合卷。

Meiguo hangtian feiji gongcheng

美国航天飞机工程 United States space shuttle project　美



航天飞机组装、发射、飞行过程

国航空航天局组织实施的研制世界上第一个可部分重复使用载人航天器系统及其配套设施的大型工程。工程主要内容是：研究确定航天飞机的发射、返回和修复方案，研制航天飞机系统，选择并建设发射场、着陆场及相关设施，建设航天飞机的维修设施，改建扩建测控系统等。航天飞机工程从20世纪60年代末开始实施，它涉及航空航天的众多领域，系统复杂，采用新技术多，技术难度大，耗资巨大，参加的单位和人员众多，是一项大规模的科学技术系统工程。1981年4月12日，航天飞机首次试飞成功，至1982年7月4日航天飞机的研制工作结束，又进行了3次研制性飞行试验。航天飞机投入应用以后，进行了空间材料加工、生物和医学试验、空间科学试验、军事航天试验、释放卫星、回收和修理卫星、往

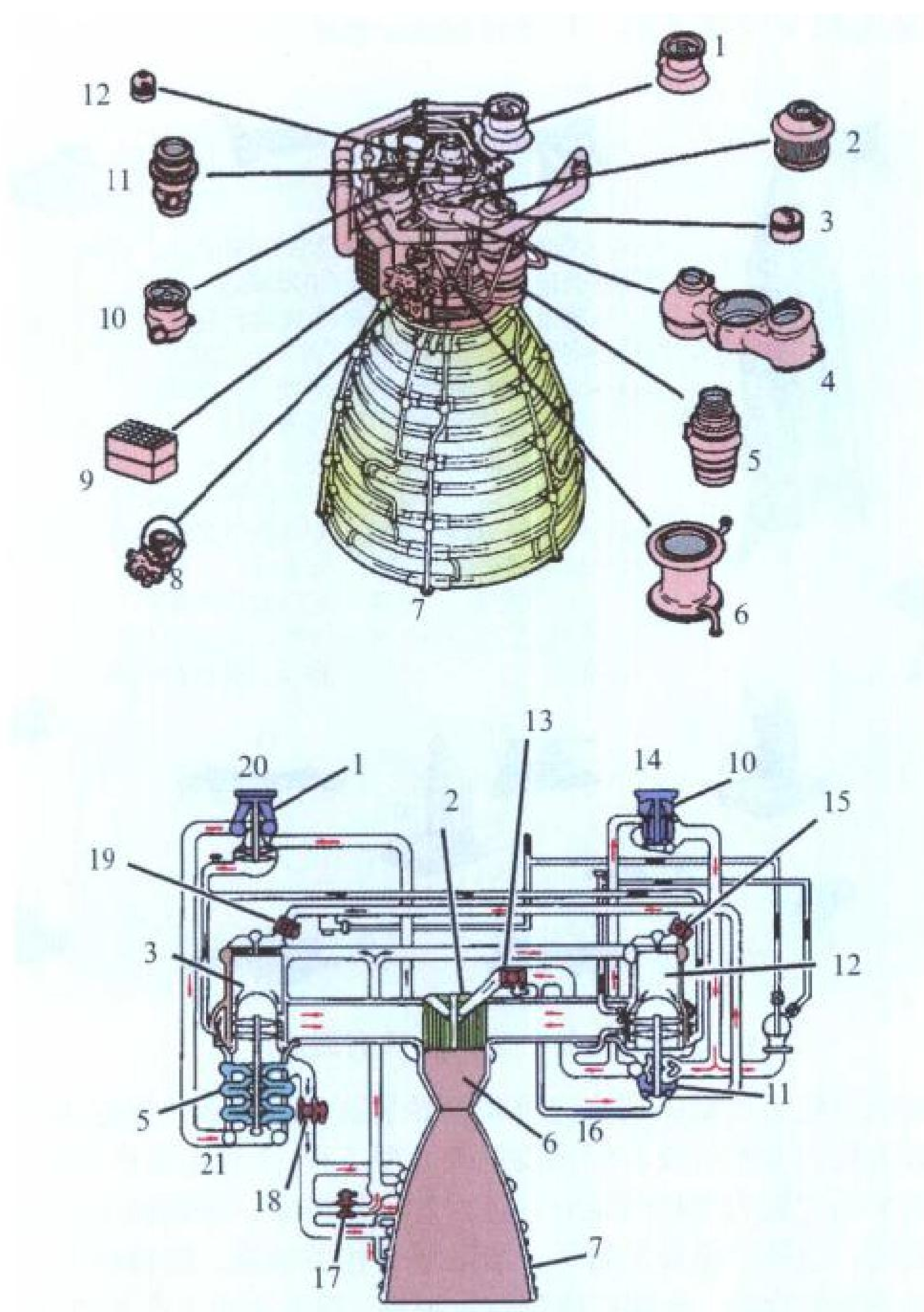
空间站运送构件等多种航天活动。航天飞机工程验证了垂直发射、水平着陆、重复使用航天器技术，为人类开展大规模航天活动开发了一种有效的手段，使载人航天技术实现了很大飞跃，成为航天史上的重要里程碑。航天飞机工程也是探索完全可重复使用的航天运输系统的一种尝试，为水平起飞、水平降落的空天飞机发展奠定了技术基础。

（撰写：谢佐慰　王景泉　审订：张照炎）

Meiguo hangtian feiji zhufadongji

美国航天飞机主发动机　space shuttle main engine (SSME)　美国航天飞机从起飞到进入预定轨道起主要推进作用的液体火箭发动机。三台发动机呈三角形并联安装在航天飞机轨道器的尾部，由外贮箱向其提供液氢／液氧推进剂。该发动机是世界上第一种，也是目前在用的唯一一种可重复使用的、长时间工作的大型液体火箭发动机，设计寿命为重复使用55次，或累计工作7.5 h。为充分利用推进剂能量，它采用先进的分级燃烧循环方式，对氧化剂和燃烧剂各设一套低压涡轮泵、高压涡轮泵和预燃室。为了适应载人对加速度（$< 3g$）的要求，其推力可在65%～109%的大范围内调节。液压作动系统可使发动机在俯仰± 10.5°、偏航± 8.5°的范围内摆动，以提供飞行姿态控制。发动机上还装有控制计算机，对发动机的工作进行精确的控制。燃烧室和喷管利用高压氢气进行冷却。该发动机长4.24 m，最大直径2.39 m，质量3177 kg；混合比6：1，膨胀比77.5：1；单台额定推力：海平面1668 kN，真空2091 kN；比冲：海平面3560 N · s/kg，真空4442 N · s/kg；一次飞行额定工作时间520 s。该发动机的可靠性很高，截至1999年底航天飞机飞行96次，没有一台主发动机出现故障。

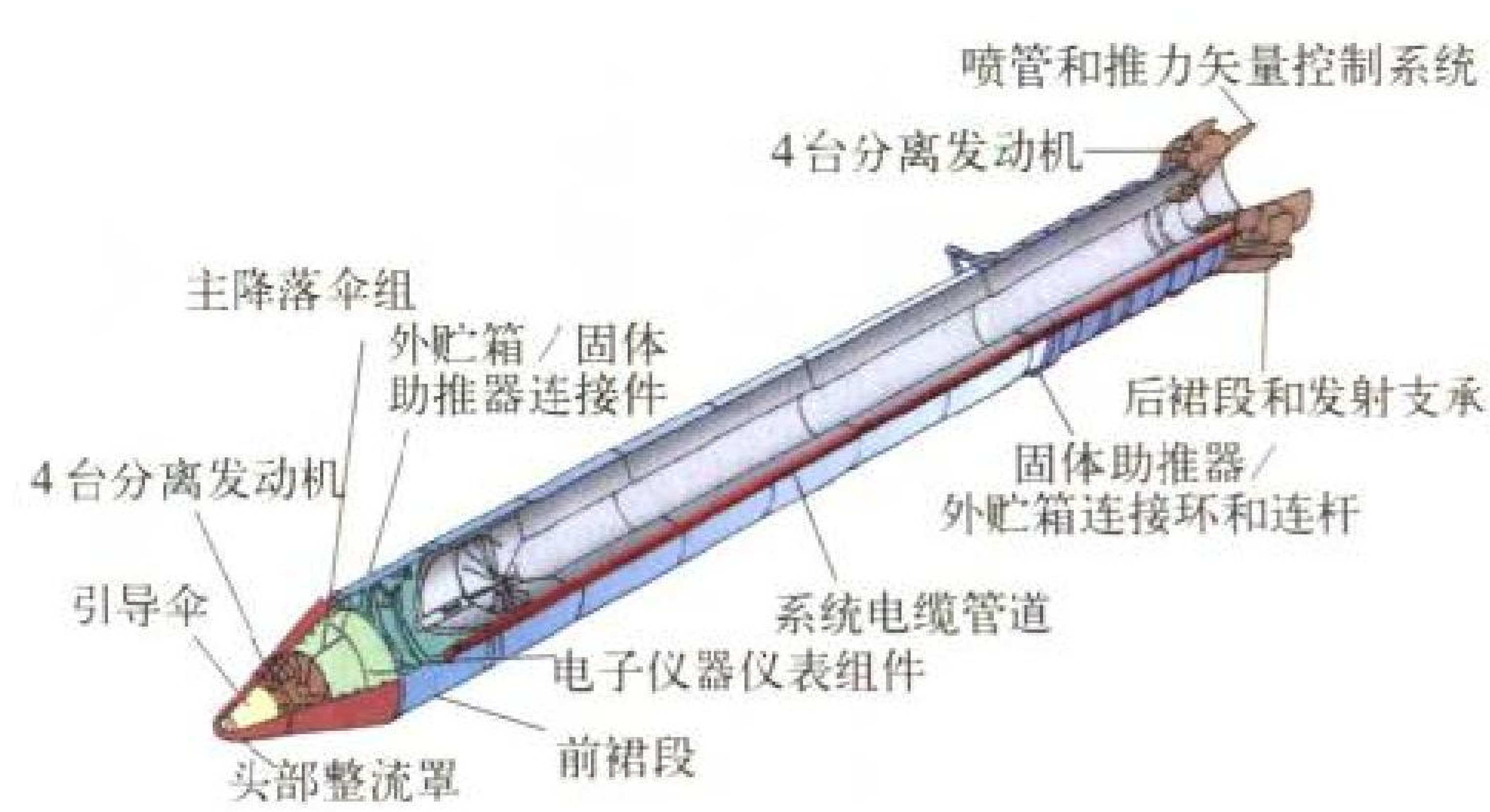
（撰写：李双庆　审订：刘恒振）



美国航天飞机主发动机（三台之一）及其推进剂流程图
1—低压燃料涡轮泵；2—主喷注器；3—燃料预燃室；4—预燃气汇流腔；5—高压燃料涡轮泵；6—主燃烧室；7—喷管；8—推进剂阀液压作动器；9—控制装置；10—低压氧化剂涡轮泵；11—高压氧化剂涡轮泵；12—氧化剂预燃室；13—氧化剂主阀；14—氧进口；15—氧化剂预燃室氧化剂阀；16—氧流；17—燃烧室冷却剂阀；18—燃料主阀；19—燃料预燃室氧化剂阀；20—氢进口；21—氢流

Meiguo hangtian feiji zhutuiqi

美国航天飞机助推器　space shuttle booster　用于增加美国航天飞机起飞推力的固体火箭助推器。它是目前世界上最大的火箭助推器，长45.46 m，直径3.77 m，单台质量590 t，其中PBAN固体推进剂502 t。工作时间123 s，单台平均推力11.52 MN，最大推力14.77 MN，真空比冲2628 N · s/kg。助推器系统除了固体火箭发动机以外，还有联接分离装置、回收伞装置、推力矢量控制装置等。助推器壳体用D6AC钢制造，分为4个推进剂浇注段，之间用U形接头连接。装药结构为，前段为11角星形，其余段为圆锥孔形。采用柔性支承摆动喷管，膨胀比为7.72：1，摆动角为± 8°，由液压机构致动。点火装置为高燃速火箭式点火器。两台助推器并联在



美国航天飞机固体火箭助推器

外贮箱两侧，起飞时提供29.36 MN的推力，占航天飞机总起飞推力的70%以上。助推段结束后，分离机构使助推器与外贮箱脱开，同时8台分离发动机点火，将助推器推离，然后用回收伞回收。设计要求助推器重复使用20次，但目前实际重复使用最多为9次。至1999年底，航天飞机已发射96次，固体助推器只出现过一次事故，但这次事故却造成了一架航天飞机炸毁、7名宇航员遇难的严重航天灾难。

（撰写：李双庆　审订：刘恒振）

Mei Su guanyu xianzhi fandandao daodan xitong tiaoyue

《美苏关于限制反弹道导弹系统条约》　Treaty between the United States of America and the Union of Soviet Socialist Republics on the Limitation of Anti-Ballistic Missile Systems　简称《反导条约》。美国和前苏联于1972年5月26日在莫斯科签订，无限期有效。其主要内容有：(1) 反弹道导弹系统系指用以拦截在飞行轨道上的战略弹道导弹或其组成部分的系统，主要包括反弹道导弹导弹及其发射架、反弹道导弹雷达。(2) 每方可部署两个反弹道导弹导弹防御系统，分别保卫首都和洲际导弹发射场。每个反弹道导弹导弹发射场的半径不得超过150 km，可部署不超过100部反弹道导弹导弹发射架和100枚反弹道导弹导弹，以及相应的雷达系统；双方在各自的试验

场上可拥有15部反弹道导弹导弹发射架。(3) 双方保证不研制、试验或部署以海洋、空中、空间为基地的以及陆地机动的反弹道导弹系统及其组成部分；不研制、试验或部署能从一部发射架上同时发射一枚以上的反弹道导弹导弹的发射架，并不使已部署的发射架具备上述能力；不研制、试验或部署反弹道导弹导弹发射架上的自动化或半自动化快速装填装置。(4) 不把本条约所限制的反弹道导弹系统或其组成部分移交他国或在国外进行部署。(5) 双方应以符合公认的国际法原则的方式，使用自己拥有的国家技术手段核查对方的履约情况，任何一方保证不干扰和采取蓄意隐瞒措施来妨碍另一方的正常核查。1974年7月3日，双方在莫斯科签订《限制反弹道导弹系统条约议定书》，规定双方各自放弃一个反弹道导弹导弹发射场，苏联保留保卫莫斯科的发射场，美国保留保卫洲际导弹的北达科他州发射场。 （撰写：王洪钧 审订：李双庆）

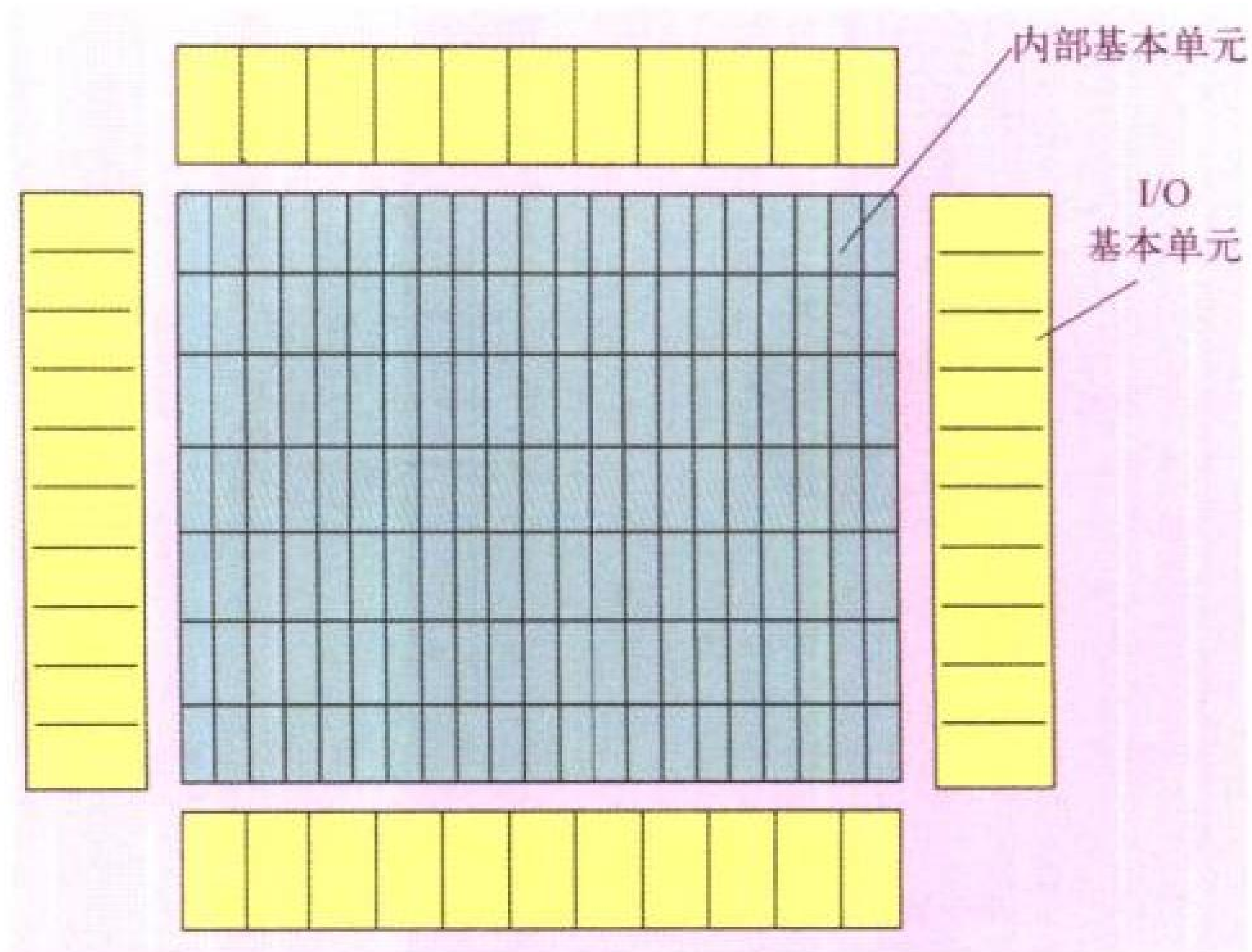
Mei Su guanyu xiaochu liangguo zhongcheng he zhongduancheng daodan tiaoyue

《美苏关于消除两国中程和中短程导弹条约》 Treaty between the United States of America and the Union of Soviet Socialist Republics on the Elimination of Their Intermediate Range and Shorter Range Missiles 简称《中导条约》。1987年12月8日在华盛顿签署，翌年6月1日生效，无限期有效。主要内容是：(1) 双方承诺在条约生效后18个月内，消除各自所有的射程在500～1000 km的中短程导弹及其发射装置和辅助设施、设备；条约生效后3年内，消除各自所有的射程在1000～5500 km的中程导弹及其发射装置和辅助设施、设备。届时，美国将销毁已部署和尚未部署的中程和中短程导弹859枚（其中"潘兴"Ⅱ型247枚、BGM-109G"战斧"式442枚、"潘兴"IA型170枚），苏联将销毁已部署和尚未部署的中程和中短程导弹1836枚（其中SS-20型650枚、SS-4型170枚、SS-5型6枚、SSC-X-4型84枚、SS-12型726枚、SS-23型200枚）。(2) 条约生效后任何一方不得再生产和试验中程导弹和中短程导弹。(3) 双方均有权到对方领土及导弹部署国领土对对方的导弹基地和辅助设施进行为期13年的现场核查。头3年，各方每年可进行20次核查；尔后5年，各方每年进行15次核查；最后5年，各方每年进行10次核查。双方应互为对方核查提供方便，不得干扰和妨碍另一方根据国际法公认原则使用国家技术核查手段对条约的遵守情况进行核查。中导条约是自核武器出现以来达成的第一个削减核军备的协议。从1988年7月起，美苏双方开始按照条约规定销毁中程和中短程导弹，至1991年5月全部完成销毁计划。

（撰写：萨本望 王德仁 审订：李双庆）

menzhenlie sheji jishu

门阵列设计技术 design technology for gate array 是20世纪80年代初兴起的一种专用集成电路（ASIC）快速自动化设计技术。门阵列的内部电路是由特定结构基本单元版图组成的阵列结构。其逻辑单元电路是由基本单元版图完成布线来实现，并构成逻辑单元库。电路逻辑必须由单元库的基本逻辑来实现。通过自动布局和布线完成版图的自动化设计。内部阵列结构四周由特定的输入或输出（I/O）单元版图构成阵列。在这特定I/O单元版图上，通过布线构成不同功能的（I/O）单元，形成I/O单元库。最大的（I/O）端口数由阵列到四周所能布下的基本I/O单元数来决定。根据阵列布线特点不同，门阵列可分为有布线通道门阵列和无布线通道门阵列（门海）两种结构。



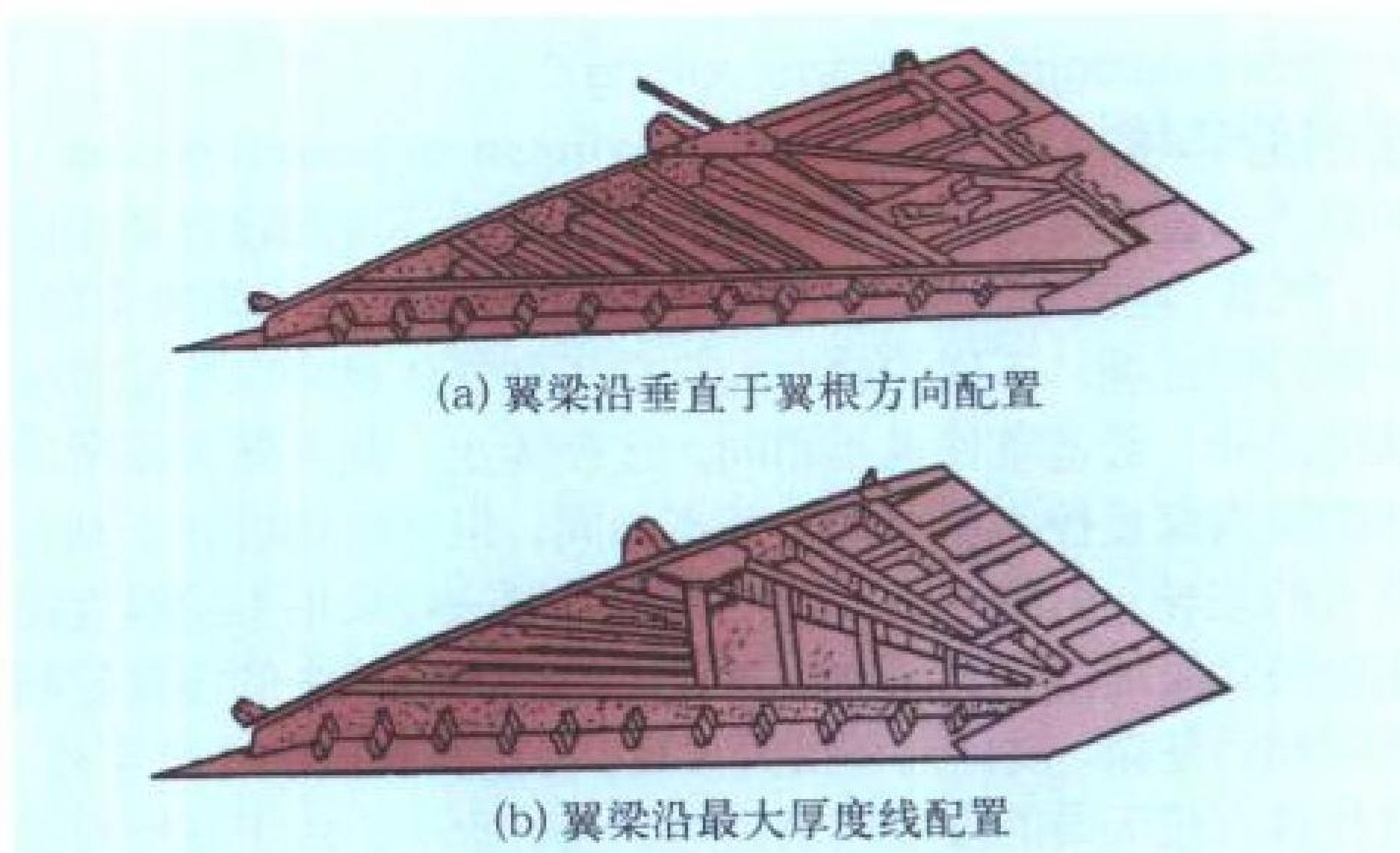
门阵列结构示意图

通道门阵列适应于2层以下的金属布线，而门海适用于3层以上的金属布线技术，且门海的单元利用率高。未布线的阵列结构称为母片，它可以按照其规模大小设计成系列化，用于满足不同规模电路的要求。母片在工艺上是事先加工好，不同的逻辑电路只改变其布线就可以实现。因此门阵列设计技术具有电路开发周期短、成本低，适合多品种、小批量的专用集成电路。随着设计技术的发展，又发展成嵌入模块式门阵列，即在门阵列结构中嵌入随机存储器模块、固定存储器模块、甚至某些IP核模块等。

（撰写：王隆望 审订：高保嘉）

mengpi gujiashi yimian

蒙皮骨架式翼面 frame skin wing 由骨架和蒙皮构成的翼面。是飞机机翼的典型结构形式，某些导弹的弹翼继承了这种结构形式，是其他形式翼面的基础，在各种飞行器上都有广泛的应用。其结构又可分为下面3种：(1) 单梁式弹翼（图1），



(a) 翼梁沿垂直于翼根方向配置

(b) 翼梁沿最大厚度线配置

图1 小展弦比单梁式弹翼

该弹翼由蒙皮、桁条、翼肋、翼梁、纵墙及连接件组成。(2) 多梁式弹翼（图2），图示为小展弦比多梁式弹翼结构的两种布局。其中图2(a) 所示弹翼、翼梁和桁条沿翼弦的等百分线配置；图2(b) 所示弹翼，3个翼梁都垂直于弹身。与单梁式弹翼相比，多梁式弹翼传力较直接，但工艺性较差，与弹体的连接较复杂。(3) 单块式弹翼（图3），由于导弹速度的不断提高，要求弹翼所承受的载荷越来越大，因而需要增加蒙皮的厚度或加强桁条，于是就出现了单块式弹翼。其特点是蒙皮比较厚，桁条比较密集，无强的纵向梁，只有纵向翼肋墙或腹板。

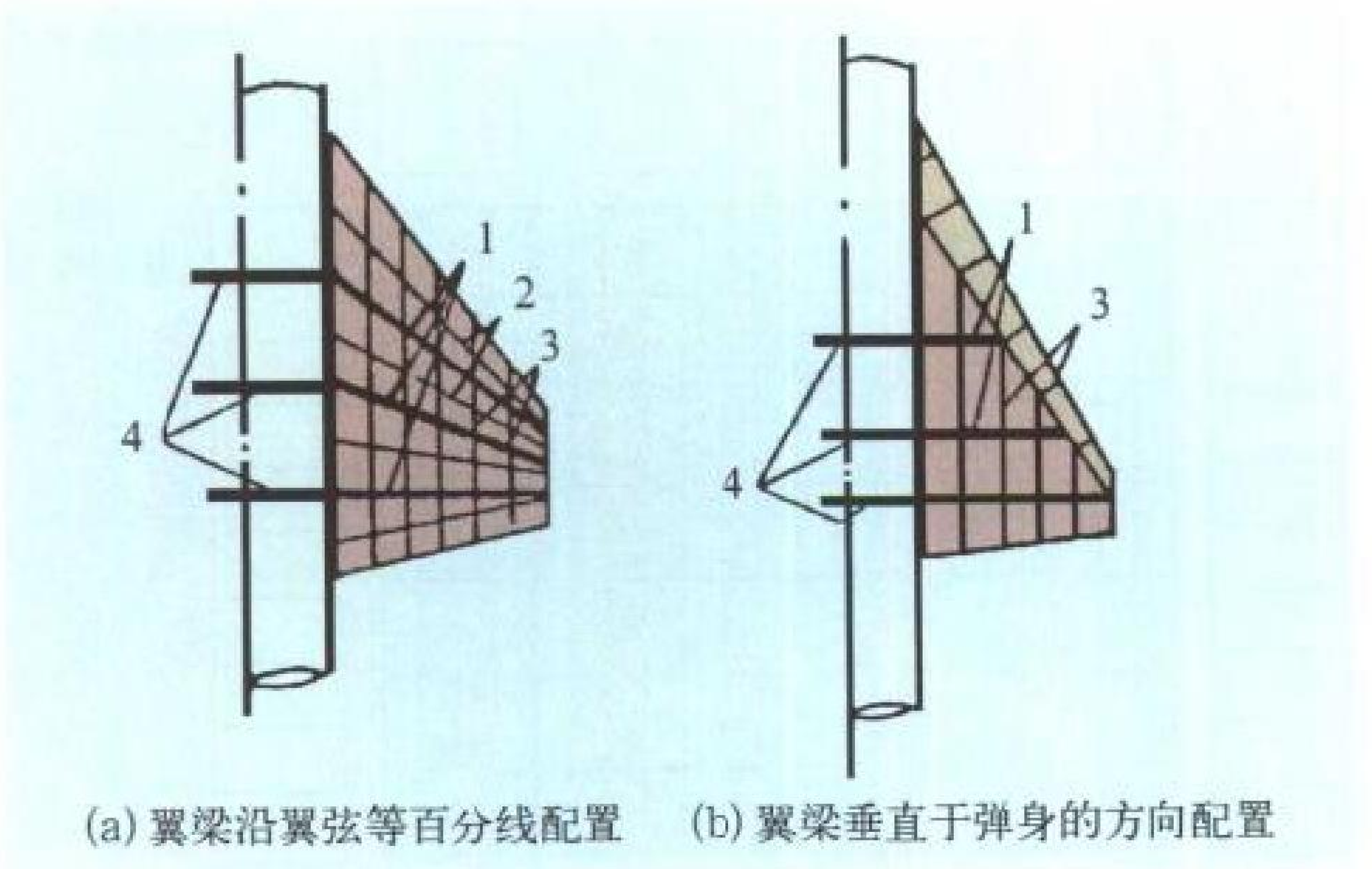


图 2 多梁式弹翼

1—翼梁；2—桁条；3—翼肋；4—加强框

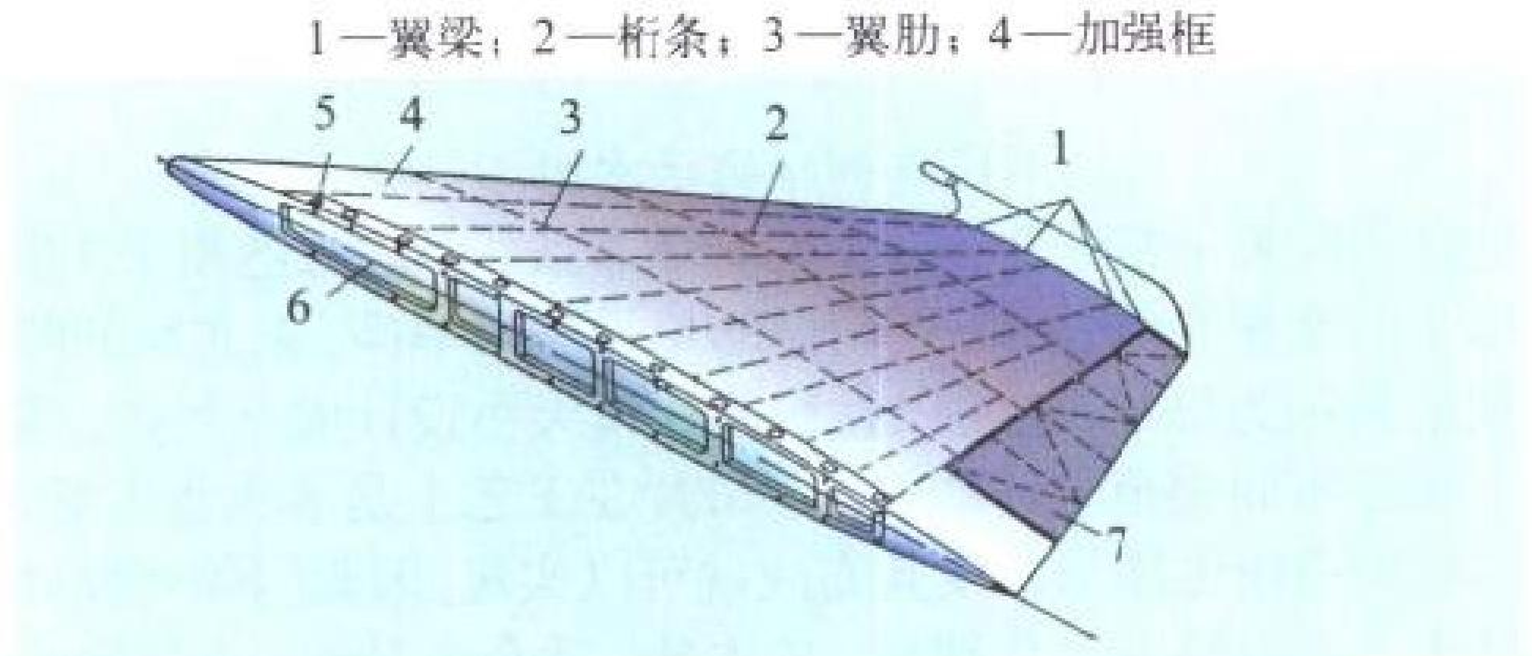


图 3 单块式弹翼

1—纵墙；2—桁条；3—翼肋；4—蒙皮；5—槽口；6—对接孔；7—副翼

（撰写：李正顺 审订：刘庆楣）

mengpi tianxian

蒙皮天线 skin antenna 利用导弹、火箭的部分或整个蒙皮构成的天线。它属于共形天线的一种。其显著优点是，天线将不改变飞行器的空气动力学性能，或对飞行器表面空气动力学性能影响不大。在某些应用条件下还可以增大天线的有效口径和提高天线增益。（撰写：梁棠文 李辉 审订：王子滨）

mibicang huanjing kongzhi xitong

密闭舱环境控制系统 cabin environment control system 为航天员创造舱内舒适环境的设备。舒适环境的建立是由舱压、气温、舱内通风速度和舱内大气湿度等综合因素决定的。实践经验证明，不同的舱内大气总压和气体成分以及穿着服装的差异，舒适条件也不相同。迄今为止，载人航天器所采用的舱内温度控制在原理上基本相同，但在结构设计上却有很大的差异。归纳起来，舱内温度控制一般采用主动温度控制和被动温度控制相结合的方式。微重力环境中的湿度控制系统相当复杂，设计上有很大难度。经过长时间的飞行实践，现代载人航天器的湿度控制已达到较好水平。由于自然对流现象的消失，舱内必须借助强迫通风为航天员散热。为满足航天员的舒适性指标要求，维持低功耗的传热，使乘员主观感觉舒适且有极佳的工作效率，通风系统应具有自动和手动控制的功能，以适应航天员不同劳动强度和睡眠休息时的通风要求。舱内还必须维持低噪声水平，保持正常的总压和氧分压，控制大气污染和微生物污染。

（撰写：尚传勋 审订：范合林）

mibi shengtai shengbao xitong

密闭生态生保系统 closed ecological life support system 自给自足的闭式生态生保系统。模拟地球生物圈的“生物圈”2号的实践活动进一步证明了在空间建立密闭生态生保系统的可能性。“生物圈”2号占地12800 m^2，密闭空间容积198240 m^3，内部设有7个主要的生物群落，模拟复杂的、不断演变的、由各个协同平衡工作的生态系统组成的地球大环境。生物群落包括热带雨林、热带草原、沼泽、海洋、沙漠、精耕细作的农田和人的住所。生物群落的生物种类包括植物、哺乳动物、禽类动物、鱼和昆虫等。这是以生物生保系统为主，使用物理化学再生系统作为补充，并用来调节生物过程中的波动的大系统。生物圈内居民的食物来自光合作用的植物产品和动物产品，动物产品包括山羊奶、鸡蛋、鸡肉和鱼等。人和动物的废物中的微生物分解成为肥料供给植物生长，使用循环水盘管控制湿度。“生物圈”2号的实践活动为人类在月球及其他星球的居住奠定了基础。

（撰写：尚传勋 审订：范合林）

mifeng cailiao

密封材料 sealing material 各种结构的接合部位、结构缝隙上为防止内外部流体(如气体、液体及尘埃等)泄漏或侵入所用的材料。密封材料可分为液状静止型密封材料(液状密封剂)、固状静止型密封材料和固状运动型密封材料3大类。液状密封剂可分为粘接型和非粘接型。固状静密封件可分为密封垫片、密封带和密封条等。固状动密封件可分为压紧型(如O型圈)、唇形密封圈、回转型(油封)以及填料型等4类。此外还有许多特殊类型的密封件。飞行器的各种贮箱、泵类、管路、阀门、密封舱和气压、液压系统中有成千上万的密封部件需要使用密封材料。密封材料一般应具有良好的物理和力学性能，如回弹性高，压缩永久变形小，密封可靠，加工方便和使用寿命长等。航天工业还要求密封材料能满足一些特殊的环境要求，如耐真空、耐辐射、无污染、无毒、耐高压，耐高低温和耐火箭推进剂等介质的腐蚀等等。航天工业中使用的密封材料主要包括金属材料(铝、铅、铟、不锈钢等)、非金属材料(橡胶、塑料、陶瓷、石墨等)和复合材料(橡胶—石棉板等)，但使用最多的是橡胶类弹性材料，如丁基橡胶、氯丁橡胶、丁腈橡胶、硅橡胶、氟橡胶、氟硅橡胶及乙丙橡胶等。现代工业技术的不断发展对密封材料提出了更高的要求，新型的多功能、高性能密封材料正在逐步取代传统的密封材料。（撰写：赵云峰 审订：巫世杰）

mifengcang

密封舱 sealed module 防止气体外漏或使气体泄漏量小于一定限度的航天器舱段。航天器在运行过程中，密封舱内能维持一定的大气环境，确保航天员或舱内仪器设备在所需的条件下正常工作。载人航天器中航天员生活、工作的舱段(如返回舱、轨道舱)就是典型的密封舱。根据各国设计思想的不同，载人航天器密封舱内气压和成分各不相同，如俄罗斯“联盟号”飞船密封舱的气压接近地面的气压，为0.101 MPa，氧气分压为0.021～0.247 MPa，二氧化碳分压不大于0.001 MPa；美国“阿波罗”飞船的密封舱采用100%纯氧，为防止火灾，发射前舱内注入一些氮气，舱压维持在0.034 MPa以下。舱压较低有利于密封舱受力，泄漏量也较小，但纯氧气氛有一定危险性。美国航天飞机密封舱则完全采用与地面相同的压力和成分。生物卫星的生物容器与飞船航天员的密封舱有类似的要求。在有些卫星的舱段里，一些有特殊要求的精密仪器设备需要在一定的气氛和压力下才能正常工作，这时，安装这类仪器设备的舱段也制成密封舱，如

有些侦察卫星安置相机的仪器舱就是密封舱。

（撰写：吴国庭　审订：冯纪生）

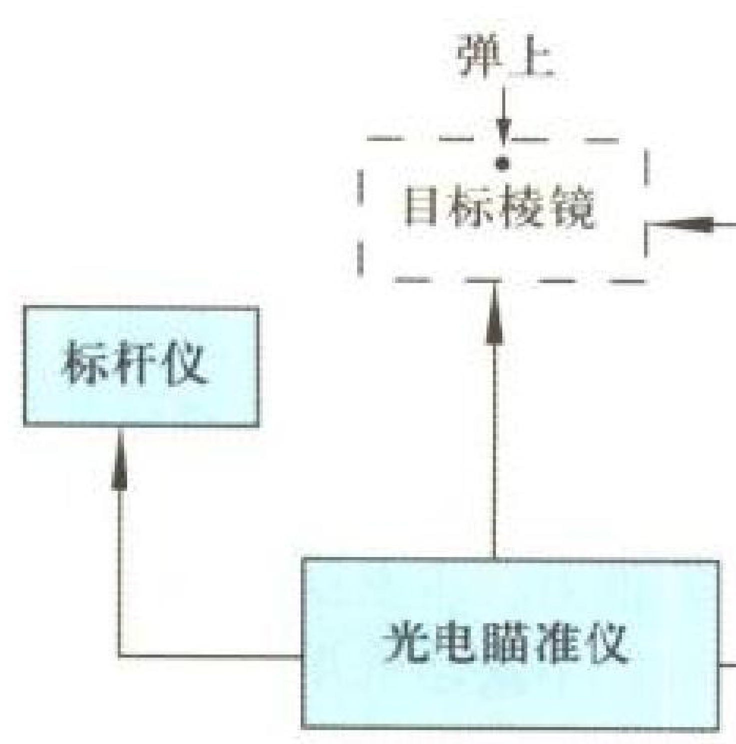
mianmubiao

面目标　area target　具有较大幅员尺度的目标。一般指外形最小尺寸大于武器有效毁伤半径的目标。当一枚导弹弹头直接命中目标后，这类目标仅局部遭到破坏。面目标纵横尺寸的长宽比通常不超过3:1，否则称之为线目标。面目标一般是固定的地面目标。有时也视点目标群为面目标。典型的面目标如城市、战略要地、港口要塞、大部队集结区和政治经济中心等。

（撰写：郝文斌　审订：魏其勇）

miaozhun xitong

瞄准系统　aiming system　确定方位的仪器设备总称。它包括地面瞄准系统及弹上瞄准系统。地面瞄准系统用于导弹发射前对弹上惯性平台初始方位的确定和监控；弹上瞄准系统配合地面瞄准系统完成扫描及光电准直过程，即完成初始方位对准，同时为满足多射向发射的需要必须具备装角的功能，最终将惯性平台装定在要求的射向上，确保导弹的横向命中



瞄准系统框图

精度。地面瞄准系统通常依据发射方式的要求配置相应功能的瞄准设备。地面瞄准系统一般由光电瞄准仪、标杆仪、导轨、基座及控制仪等组成，其中主要设备是光电瞄准仪。光电瞄准仪必须具备照准、方位测角及光电准直功能，这样才能将大地方位基准传递到弹上惯性平台。

（撰写：朱鼎涛　审订：包元吉）

minyong hangtian

民用航天　civil space activities　利用各类航天器为国民经济和社会发展服务或进行科学试验的非军事性航天活动。包括利用人造地球卫星和其他航天器进行通信广播、数据中继、导航定位、地球观测、气象预报、资源探查、科学试验、空间生产、空间环境研究、外星探测、载人航天等。这些卫星和航天器有的可以军、民共用，如通信、导航、气象等卫星；有的属于政府出资研制并使用，如对地观测卫星、载人航天器等；有的具有较强的科学研究目的，如空间物理环境探测和外星探测器等。在民用航天活动中，美国的通信、广播类卫星基本实现了商业化，对地观测类卫星也在进行商业化探索。由于民用航天对社会文明进步和国民经济发展日益显示出重要作用，世界上越来越多的国家重视民用航天的发展。有航天技术开发能力的国家不断增加应用卫星或航天器的种类，不断开拓民用航天新技术；目前尚无航天技术开发能力的国家也通过租用、购买或使用等方式来利用航天技术。民用航天能力已成为衡量一个国家经济和科学技术水平的重要标志。

（撰写：王景泉　审订：张照炎）

moni fashe

模拟发射　simulated launch　在工厂、贮存库、技术阵地或发射前测试时，为检查导弹或火箭和地面测试发控设备的控制电路，在模拟的发射状态下，按发射程序所进行的测试检查。有时也将检查飞行程序的“模拟飞行”列入模拟发射中，但模拟飞行时，弹上或箭上惯性器件敏感的是1g下的引力加速度。在模拟发射时，导弹或火箭上的电池不激活而采用地面模拟电源，全部电爆管用火工品等效器代替，弹一地连接的脱落插头真实脱落，紧急关机电路真实工作。当导弹装在发射筒内做模拟发射测试时，不用模拟电源和火工品等效器，脱落插头也不脱落，并且在火工品上加以安全电源，使之不会引爆。

（撰写：孙雅平　审订：魏其勇）

moni feixing xunlian

模拟飞行训练　simulated flight training　在地面利用各种航天飞行模拟器对航天员进行训练的过程。它可以体验除失重以外的一切飞行感觉和环境。训练的重点是各单位操作技能的有机结合，各分系统界面的联接和乘员间的密切合作，以及熟练掌握飞行任务的全过程。训练实施分为熟悉航天员各自的操作内容、飞行科目训练、飞行程序训练和各项目综合训练4个阶段。训练内容还包括航天员与地面控制中心的通信联络、对飞行紧急状态与故障的综合处理、航天器着陆训练、航天器对接、出舱、舱内外活动及回收训练等。

（撰写：闫晓霞　审订：魏金河）

moxingdan

模型弹　model missile　用于模拟导弹外形和特定功能的样弹。一般分为缩比模型弹和全尺寸模型弹两类。缩比模型弹常用于模拟导弹的气动外形，用于导弹研制过程中的风洞试验，以获取空气动力数据。也有在缩比模型弹上安装发射动力装置的情况，用于模拟发射，探索发射方案的可行性。全尺寸模型弹常用于弹体结构与设备之间的结构协调，亦称为模样弹。还有用于各种专项试验的全尺寸模型弹，例如机载导弹研制初期的挂飞模型弹和投放模型弹，潜载导弹预研中装折叠翼面的陆上发射模型弹，以及工程研制初期水下发射技术攻关用的可回收模型弹。这种可回收模型弹不仅对导弹的结构质量、外形尺寸和发射功能进行全面模拟，还装有大容量多功能的水下发射试验数据弹内测量设备和回收装置，以及回收弹道所需要的控制系统和配套的电气系统，以便在发射出水面后控制模型弹的飞行弹道并适时打开回收装置，对全弹和试验数据进行回收，为水下发射技术的试验研究提供分析用的弹体实物和试验数据。在解决水下发射技术问题过程中，弹上多数设备并不直接用于试验，因此尽管其技术状态复杂，仍属于模型弹。当用于发射试验的全尺寸模型弹的弹体结构质量、质心和用于发射的助推器与样弹相同且不安装主发动机时，又称为助推弹。

（撰写：刘建同　审订：朱　坤）

moya cailiao

模压材料　molding material　以模压成型工艺制造的复合材料。模压成型工艺指采用金属对模，把模压料置于两半模模型面之间，在一定的温度和压力下成型的工艺方法，一般均在液压机上进行。模压工艺具有生产效率高，制品尺寸精确，表面光洁，可一次成型等优点。模压材料在航天工业中广为

应用，如导弹和飞行器的鼻锥，火箭发动机底部防热部件，运载火箭整流罩以及一些形状复杂并有一定批量的零部件等。模压工艺的缺点是模具设计和制造复杂，初期投资成本高，构件受设备尺寸的限制。模压成型工艺一般均采用模压料。在模压前先把树脂和增强材料按一定比例混合，并在一定的温度下使其具有一定程度的预固化度，所得材料即为模压料，也称为预混料。模压料的质量直接影响到模压工艺性能及制品的质量，所以必须严加控制。通常模压料的质量控制指标有流变性、可溶树脂含量、压缩比、树脂含量和挥发成分含量等。模压成型工艺按模压料的形态可分为预成型坯料模压法和散状预混料模压法，以及介于两者之间的片状模塑料(SMC)模压法。预成型坯料模压法先把模压料制成一定的形状再进行模压，该工艺有利于批量生产，成本低，减少物料流动和保证模压材料的特定性能。制作预成型坯料的常用方法有吸附预成型，预浸料定向铺层，冷模成型，织物(毡料)成型和缠绕预成型等。散状预混料模压成型工艺有纤维模压和碎布模压等，是航天工业中最常用的制造工艺。该工艺适应性强，产品质量稳定，但不宜于大批量生产。近年来发展的一些非传统的模压技术，如注射模压成型工艺，树脂转移模压成型工艺(RTM)和树脂膜扩散模压成型工艺(RFI)技术等，这类技术的特点是不采用预混料，也不使用液压机，所以大大降低了生产成本，并不受设备限制。

(撰写：罗永康　审订：胡连成)

moca gandu

摩擦感度　friction sensitivity　火药、炸药、固体推进剂、火工品及其药剂等含能原材料在摩擦作用下，发生分解燃烧或爆轰的难易程度。摩擦感度用以表征推进剂及含能原材料在加工、制造和贮存、使用过程中的安全性。测定摩擦感度的装置有多种类型，我国常采用摆式摩擦仪。摆式摩擦仪的摆锤质量为1.5 kg，规定摆角有90°和66°两种，试样约为30 mg，放置在两个滑柱之间，用油压机通过滑柱对试样加压，一般压强为4.0 MPa或2.45 MPa，摆锤下落时打在击杆上，由击杆推动受压的上滑柱对试样产生滑动摩擦，根据响声、发火、发烟、气味和滑柱表面上的痕迹来判断试样是否爆炸(或燃烧)。测定工作通常以一组(25发)试验中试样发生爆炸(或燃烧)的百分数表示其摩擦感度。

(撰写：陈华庭　审订：王北海)

moduan lanjie

末段拦截　terminal-phase interception　对来袭弹道导弹飞行末段实施的拦截。通常末段是指再入到稠密大气层的一段，故末段拦截通常属于再入段低层拦截。末段拦截的特点是拦截高度低，通常小于25～30 km；其保卫的区域小，如机场、港口、指挥所以及机动作战部队等，故通常由射程较小的反导防御系统，如美国的“爱国者”、“改进型霍克”和俄罗斯的S-300V等点防御反导系统来完成，拦截系统的成本较低；末段拦截时目标已通过大气过滤，易于识别真假弹头。末段拦截通常与区域防御的高层反导防御系统组成多层次的防御系统，对突破中段和高层拦截系统的目标实施再次拦截，以增加总的拦截概率。末段拦截导弹可以采用破片杀伤式战斗部或通过直接碰撞杀伤来袭的弹头，如“爱国者”PAC-3拦截弹采用的是直接碰撞动能杀伤技术，要求制导精度高；而S-300V等拦截弹采用的是破片定向杀伤战斗部。

(撰写：张志鸿　审订：林玉琛)

mosudu

末速度　terminal velocity　又称主动段终点速度。有效载荷分离时火箭／导弹所达到的速度。导弹末速度与导弹的射程、突防能力等基本技术性能密切相关，其控制精度对导弹命中精度有决定性影响。火箭末速度直接决定有效载荷进入的轨道，其控制精度对有效载荷的入轨精度也有决定性影响。因此，末速度是火箭／导弹制导系统重点控制的参数之一。

(撰写：茹家欣　审订：李福昌)

moxundantou

末寻弹头　terminal homing warhead　在弹道末段按目标的光电信号(主动和被动的信号)寻找目标的弹头。它利用装载在弹头上的设备来接收目标辐射或反射的光电信号，并形成导引指令。这种弹载设备俗称寻的导引头，根据导引信号的物理特征可划分为红外、电视和雷达寻的导引头；根据导引信号的来源可划分为主动式、被动式和半主动式导引头。末寻弹头在设计上除考虑要精确命中目标外，还必须考虑抗干扰性、隐蔽性及对气候的适应能力。

(撰写：于德滨　审订：薛成位)

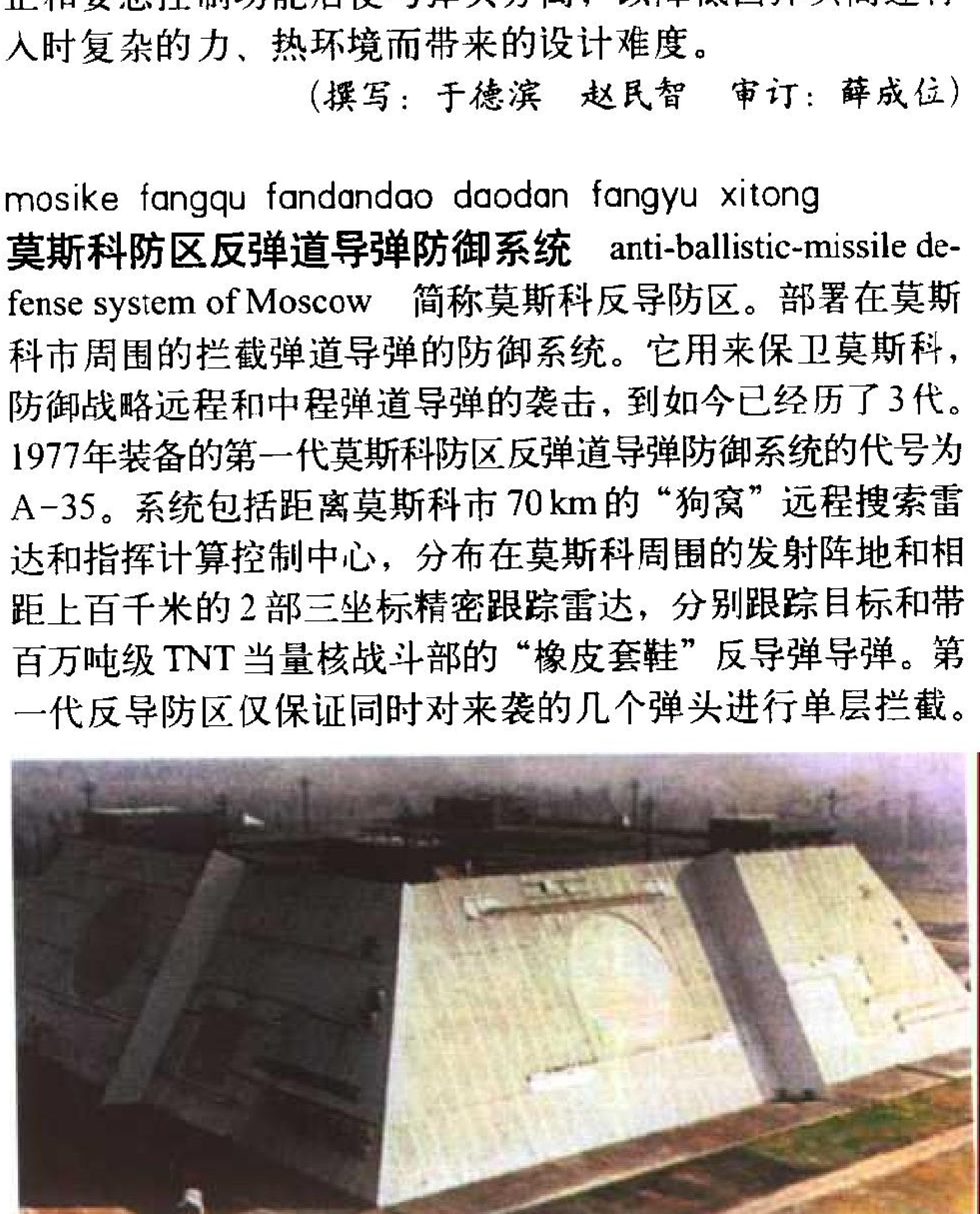
mozhutui zhuangzhi

末助推装置　terminal booster　弹道式导弹末级动力装置的总称。末助推装置除用于控制导弹主动段的飞行外，还可在母弹头与弹体分离后控制母弹头的姿态和在预定时刻释放子弹头。通过末助推装置可以修正主动段的误差，提高弹头的命中精度。末助推装置可提供轴向推力和用于姿态稳定的小发动机系统的推力。主发动机用于子弹头的释放和大气层外的机动飞行，小发动机用于俯仰、偏航和滚动的通道姿态稳定和控制。末助推装置通常在完成精度修正和姿态控制功能后便与弹头分离，以降低因弹头高速再入时复杂的力、热环境而带来的设计难度。

(撰写：于德滨　赵民智　审订：薛成位)

mosike fangqu fandandao daodan fangyu xitong

莫斯科防区反弹道导弹防御系统　anti-ballistic-missile defense system of Moscow　简称莫斯科反导防区。部署在莫斯科市周围的拦截弹道导弹的防御系统。它用来保卫莫斯科，防御战略远程和中程弹道导弹的袭击，到如今已经历了3代。1977年装备的第一代莫斯科防区反弹道导弹防御系统的代号为A-35。系统包括距离莫斯科市70 km的“狗窝”远程搜索雷达和指挥计算控制中心，分布在莫斯科周围的发射阵地和相距上百千米的2部三坐标精密跟踪雷达，分别跟踪目标和带百万吨级TNT当量核战斗部的“橡皮套鞋”反导弹导弹。第一代反导防区仅保证同时对来袭的几个弹头进行单层拦截。



莫斯科反导防区的多功能相控阵作战雷达站

于1987年初步完成的第二代莫斯科反导防区具有两个层次的拦截系统。系统包括远程搜索雷达，它是一部多功能相控阵雷达，其天线阵为一个四面体截锥，每个阵面天线的直径达16 m。指挥计算中心配有“爱尔布鲁斯”-2计算机和指挥控制设备。反导弹导弹采用地下井发射方式。高空远程反导弹导弹为射程350 km的“橡皮套鞋”改型，保证在大气层外拦截目标。大气层内拦截器为“瞪羚”反导弹导弹，装有当量为10 kt的核战斗部，最大射程为80 km。两种导弹均采用无线电指令制导。20世纪90年代俄罗斯开始研制第三代莫斯科反导防区，打算采用新的多层拦截的非核战斗部拦截器，更新远程搜索雷达。但完整的第三代反导防区系统至今未获得装备。

（撰写：张志鸿 审订：王毓兰）

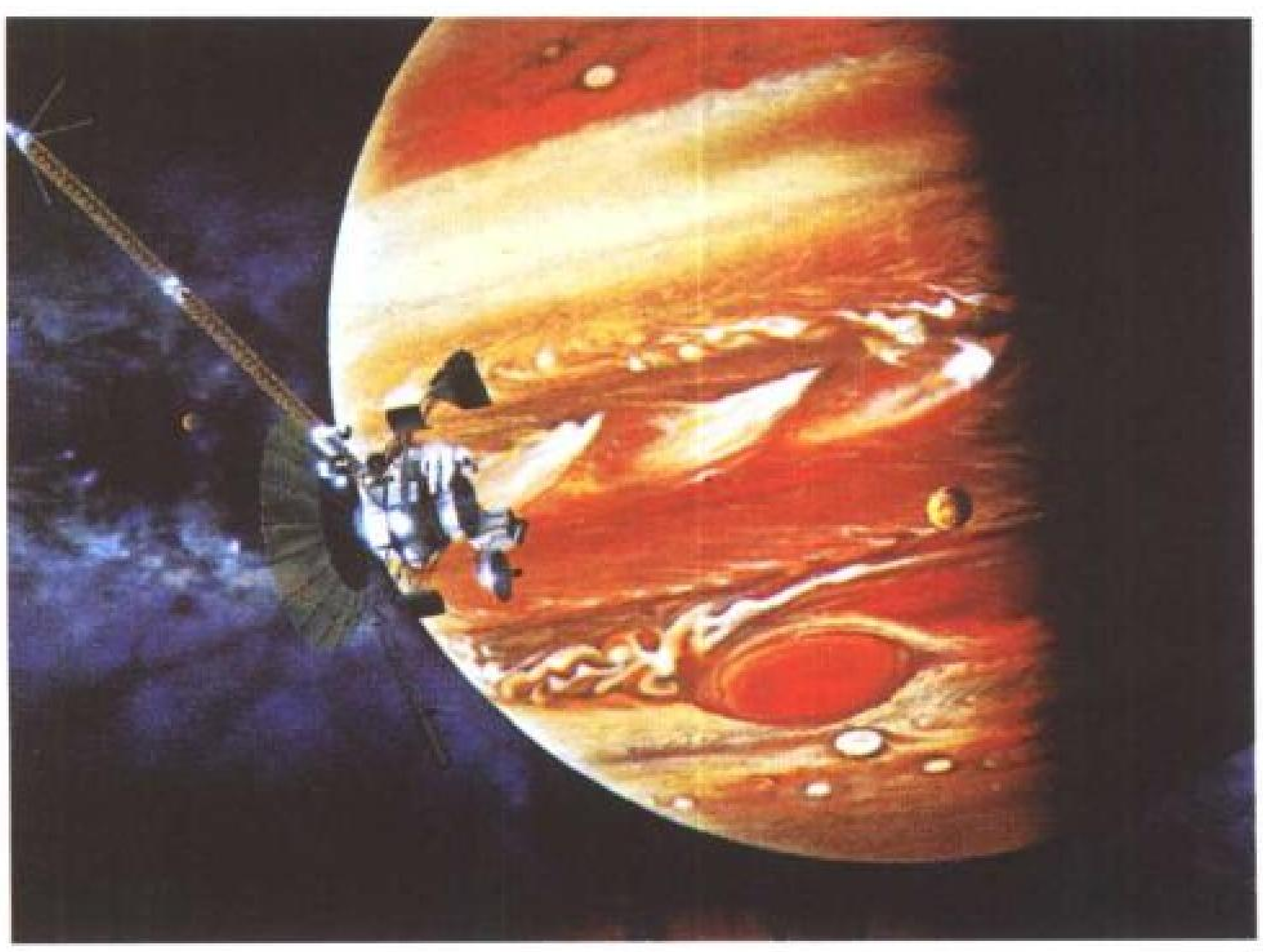
muxian

母线 busbar 又称汇流条、汇流排。一种粗的铜（铝）带或铜（铝）条，用来传输大电流或者作为几个电路之间的共同连接线。在包含多种用电设备的系统，如导弹、火箭等的配电装置中，母线是用于汇集和分配电流的导体，即连接电源与各馈电支路，用以接收和分配电能的中间导体。母线可用多股软导线集束制成，也可以是铜、铝等低电阻金属材料制成的硬导体，其截面形状有矩形、圆形、管形、槽形等。母线常涂有不同的颜色以区别极性或相序。

（撰写：马宝国 审订：刘坤山）

muxing tance

木星探测 Jupiter exploration 人类利用空间探测器对木星进行考察。迄今为止，只有美国的5个空间探测器对木星作了探测。参见*木星探测器*。这些探测器对木星大气及其主要成分、木星光环、木星磁场等进行了探测，还发现木星16颗卫星中



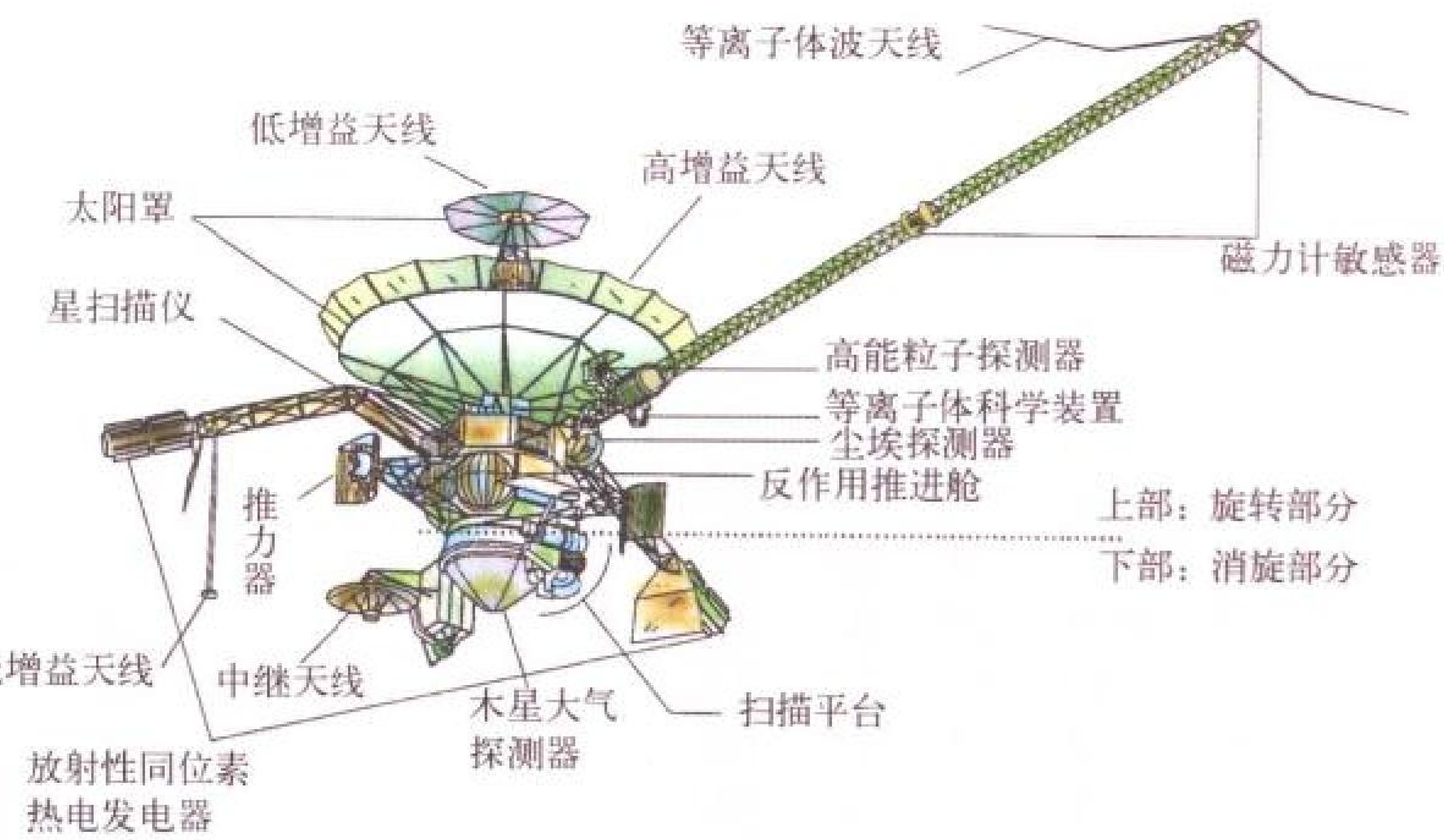
探测器探测木星

的3颗（其余是在地面上发现的）。探测器还对木星的几颗大卫星进行了初步探测。一个探测器曾进入木星大气层。

（撰写：吴 雯 审订：李双庆）

muxing tanceqi

木星探测器 Jupiter probe 属空间探测器的一种，指专门



“伽利略”木星探测器

或主要用于探测木星的无人航天器。木星是太阳系九大行星中最大的一颗，它有16颗大小不同的卫星，以木星为中心相互作用，运行在各自的轨道上，构成一个独特的微型太阳系模型。还由于木星是唯一一颗释放能量大于吸收能量的行星，科学家把木星当作一个微型太阳系实验室。所以探测木星的意义已远远超过认识木星本身。第一颗探测木星的探测器是美国于1972年3月发射、1973年12月到达木星轨道的“先驱者”10号。接着，1973年4月发射了“先驱者”11号，1974年12月到达木星。1977年美国又发射了“旅行者”1号和“旅行者”2号探测器。上述4个探测器都是先到达木星，而后经过土星，完成探测任务后飞离太阳系。其中，“旅行者”2号探测器的飞行方案设计十分完美，除完成对木星、土星的探测外，还首次对天王星、海王星进行了探测，成功地完成了“四星联游”。上述探测器都是在轨道上进行探测，没有着陆器。1989年美国发射了技术更为先进的“伽利略”木星探测器，由子探测器和轨道器两部分组成。1995年7月13日，释放了锥形子探测器，经过5个月飞行，子探测器于12月7日抵达木星大气边缘，快速冲人木星大气层进行探测，并向轨道器发送探测数据，完成75 min探测后，坠入木星大气烧毁。这是人类首次在原位测量行星大气。

（撰写：卢 波 审订：朱毅麟）

mubiao de jiguang sanshe texing

目标的激光散射特性 laser scattering characteristics of target 目标在激光照射下散射场的强度、偏振和相位等参数的空间分布。目标对入射到它上面的激光的反射能力与激光的波长、入射角度、表面材料、表面粗糙度及目标的几何形状有关。一般把表面对光的反射分为两类，即镜面反射和漫反射。实际上并不存在绝对的镜面反射面和绝对的漫反射面，通常情况下，镜面反射中存在着漫反射成分，在漫反射中也存在着镜面反射成分，只是程度不同罢了。在某些情况下，实际测量到的反射光分布曲线还可能出现畸变，为了合理地描述各种不同反射情况的参数，目前采用双向反射分布函数（BRDF）来描述表面反射性能的特征参数。这一术语是由美国人尼科迪默斯提出，并于1997年以美国国家标准局的名义推荐使用。BRDF是描述目标表面散射特性的微分量，不能直接测量，可在一定的非零参数范围内测量其平均值。由于目前激光雷达、激光测距、激光高度表及激光引信等系统多采

用非相干探测，对其有影响的只是目标的激光散射场强度，只有相干检测才有必要同时关注目标激光散射场的偏振特性和相位特性。目前尚没有统一的描述函数或解析表达式。

（撰写：孙宝举 审订：孙再龙）

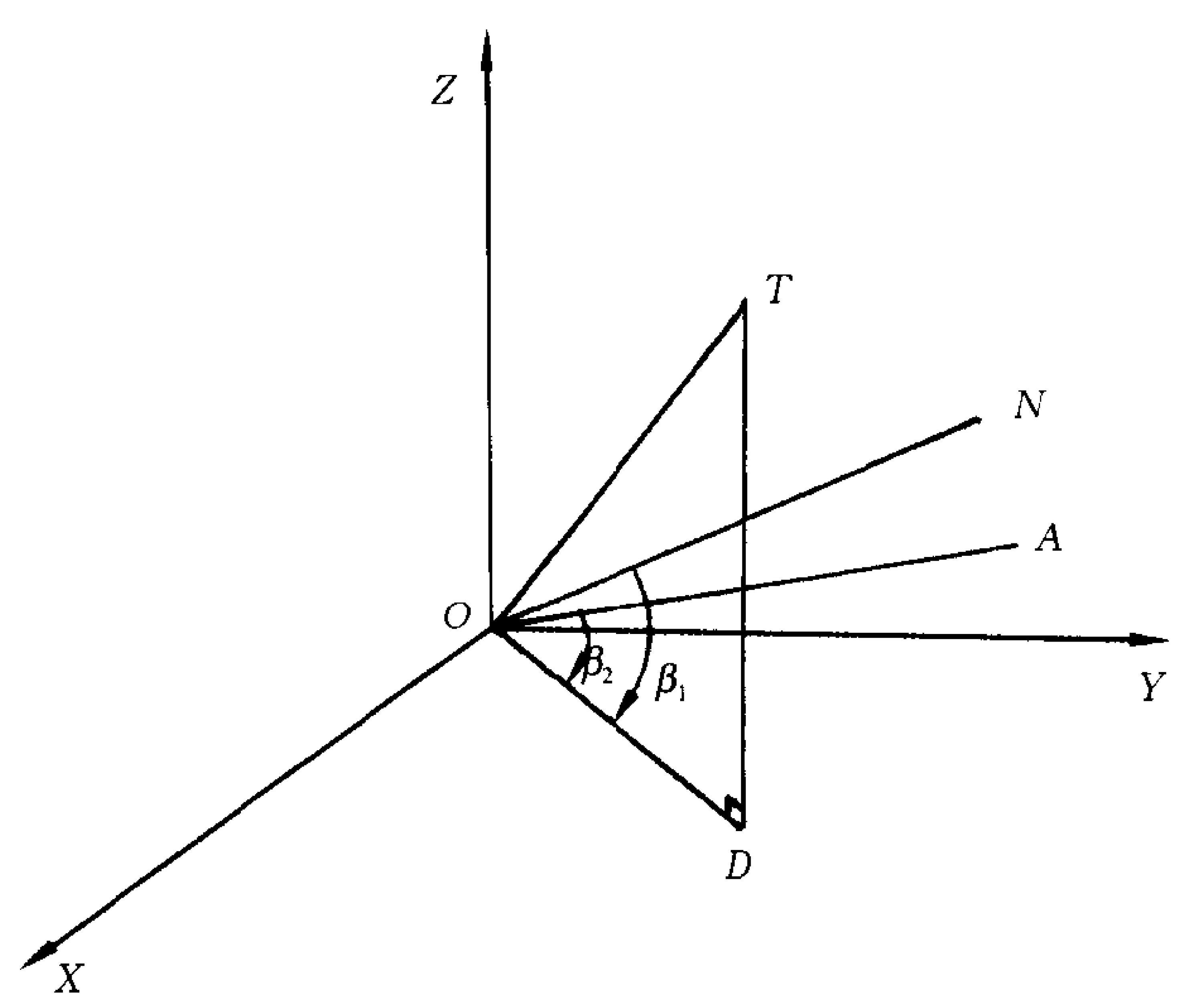
mubiao dongtai texing celiang jingdu

目标动态特性测量精度 accuracy of target dynamic characteristic measurement 运动目标在动力飞行段（主动段、机动飞行段的再入段）测得的力学、电磁学特性和热学数据与真值的离散程度。随所指目标不同，设计者所关心的动态特性也不同。如果目标是指运载火箭、导弹和航天器主动段、机动飞行段，则设计者主要关心的是振动谱、冲击等力学特性；如果目标指返回式卫星的回收舱或载人飞船的返回舱，则设计者关心的是影响烧蚀材料选择的热特性；如果目标为导弹的再入弹头，则设计者关心的是与突防能力有关的电磁波反射和热特性；对于地面雷达观测站，则设计者所关心的是反射电磁波的截面积、反射幅度的起伏、极化变化等电磁动态特性。

（撰写：姜 昌 审订：徐 京）

mubiao fangweijiao

目标方位角 target azimuth 观测点到目标点的矢径在观测点处地球表面切平面上的投影与该切平面上某基准参考线之间的夹角。它是确定地面或空间目标位置的要素之一。根据基准参考线不同的选取，目标方位角又分为目标真实方位角和目标相对方位角。以真北方向线为基准参考线的目标方位角称为目标真实方位角；基准参考线不是真北方向线的目标方位角称为目标相对方位角。



目标方位角示意图

O—观测点；T—目标点；OXY—观测点处地球表面的切平面；OD—目标矢径OT在OXY平面上的投影；ON—OXY平面上的真北方向；OA—非真北方向基准参考线；β_1—目标真实方位角；β_2—目标相对方位角

（撰写：郝文斌 审订：魏其勇）

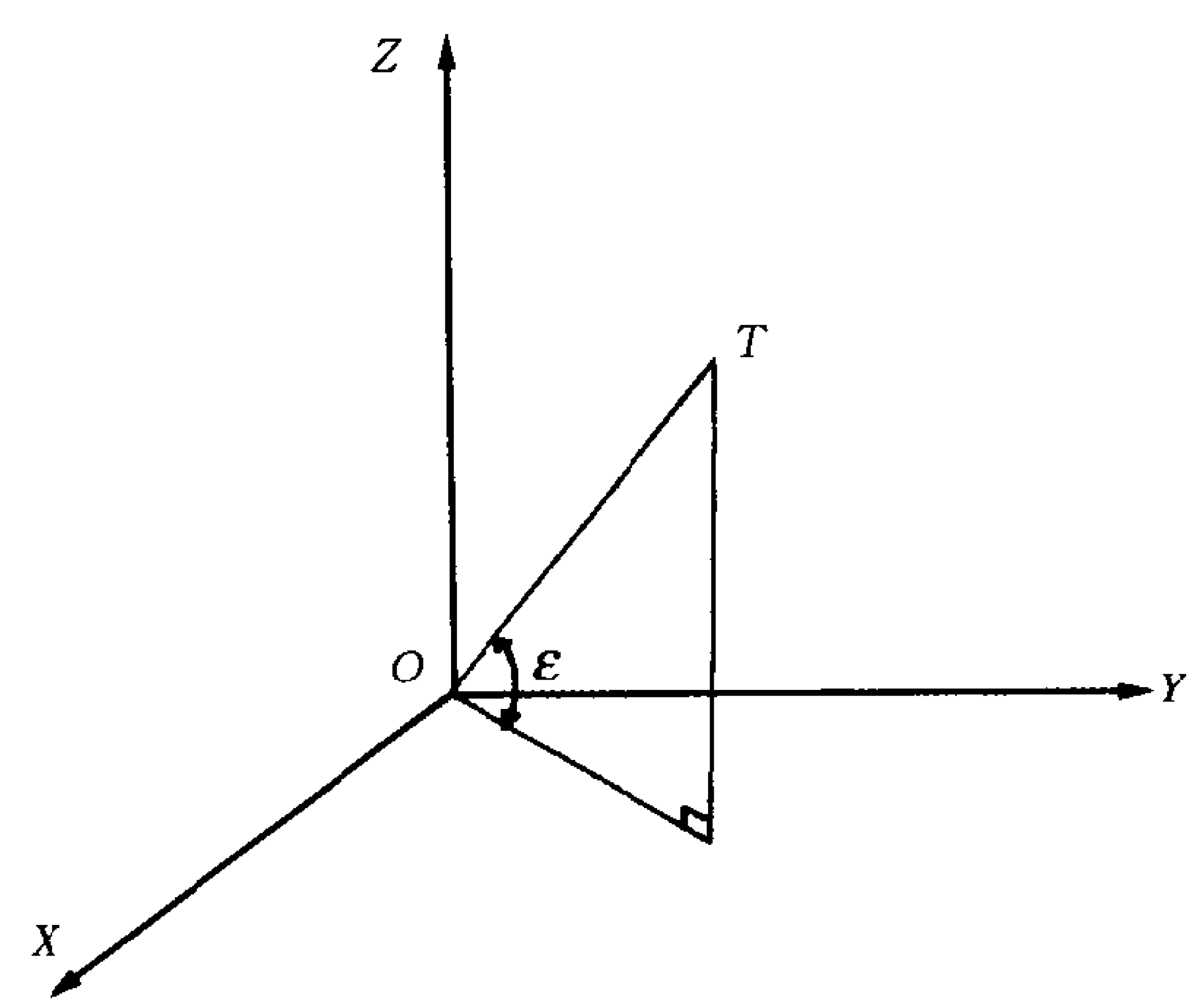
mubiao fushe texing

目标辐射特性 target radiation characteristics 目标向外辐射电磁波的特性。典型的目标辐射特性出现在红外和无线电波两频段。对于雷达目标探测和主动或半主动雷达制导导弹，关心的是目标对入射波的散射特性，这部分内容见目标散射特性和雷达目标特性信号；对于反辐射导弹，关心的是目标雷达波的特性，这部分内容参见本卷和电子卷中有关雷达的词条。对于红外辐射，它的大小受目标表面的温度和发射率控制，其辐射的形式可以是集中在小块面积的点辐射，也可以是小块区域组成的扩展辐射。目标辐射特性包括：空间辐射特性、时间特性、谱特性、图像特性、辐射强度、辐射亮度等。目标的红外（热）辐射源包括：(1) 内部产生的热特征源。由于目标上装有各种推进系统、牵引设备、辅助动力设备，它们工作时，通过燃烧和摩擦的热扩散使目标的侧壁和蒙皮加热；其次，伸出目标外部的喷管、排气孔、烟囱、冷却器、散热器等部件，以及它们排出的喷焰、废气也是热特征源；此外电源系统和雷达发射机等工作时也会产生热辐射。(2) 空间目标飞行和地面目标运动时形成的热特征源。高速飞行体重返大气层时出现烧蚀、等离子鞘套、尾流等附加的高温体；地面目标运动时将在地面环境中留下痕迹、废气和烟尘，产生热辐射。(3) 太阳加热。在太阳光照射下的目标金属蒙皮和防护漆将吸收和辐射太阳热，白天尤为显著。(4) 次要加热。军事装备对临近环境（空中、地面和海面）辐射的反射形成的热特征源。目标辐射特性主要应用于目标探测、跟踪、制导、以及特征控制、目标识别和伪装等相关领域，同时在地质、气象和医疗等民用技术上也得到了广泛应用。参见目标热辐射。

（撰写：向家武 审订：朱志浩）

mubiao gaodijiao

目标高低角 target elevation angle 观测点到目标点的矢径与当地水平面之间的夹角。它是确定目标位置的要素之一。已知目标的距离、目标方位角和目标高低角3个要素，可以唯一地确定空间目标的位置。



目标高低角示意图

O—观测点；T—目标点；OT—目标矢径；OXY—当地水平面；ε—目标高低角

（撰写：郝文斌 审订：魏其勇）

mubiao genzong

目标跟踪 target tracking 对目标相对运动的监视和(或)测量过程。雷达发射波束、光学设备的十字瞄准线、边搜索边跟踪雷达的角度波门和距离波门以及其他类似的装置，始终对准目标，以便监视或测量目标的方位、距离和速度。测量数据送至驾驶仪以引导导弹飞向目标。一般反舰导弹的雷达导引头的目标跟踪过程参见目标截获的图解。

（撰写：殷善贤 审订：任子西）

mubiao hengyilü

目标横移率 changing rate of target in lateral distance 目标在垂直于目标与参考点连线的平面内的横向速度分量，常用于描述目标与参考点之间的横向相对运动特性。当参考点选为导弹发射点时，目标横移率将作为选择发射架瞄准角的一个修正量；当参考点选为飞行中的导弹时，目标横移率将成为选择导引头最大角跟踪速度时要考虑的一个修正量。

（撰写：毕士冠 审订：黄瑞松）

mubiao jidongxing

目标机动性 target maneuverability 目标为避免遭受攻击而迅速改变速度大小和运动方向的能力。通常以目标运动轨迹的线加速度和角加速度的大小来表示。空中目标的机动方式包括航向、高度、速度机动等；地面和水面目标的机动方式包括变速变向、急刹车、蛇形不规则航行等；水下目标则包括航向、深度、变速、不规则航行等。从解除导弹对目标的威胁程度看，线加速机动的效果是扩大纵向瞄准误差，使目标能够尽快移动至导弹或弹头威力半径以外的位置，以降低目标被毁伤程度；角加速机动的效果是扩大横向瞄准误差，使目标易损面或要害部位能尽快转动至不易遭受迎面攻击的位置，以保证其有低的易损性。

（撰写：毕士冠 审订：黄瑞松）

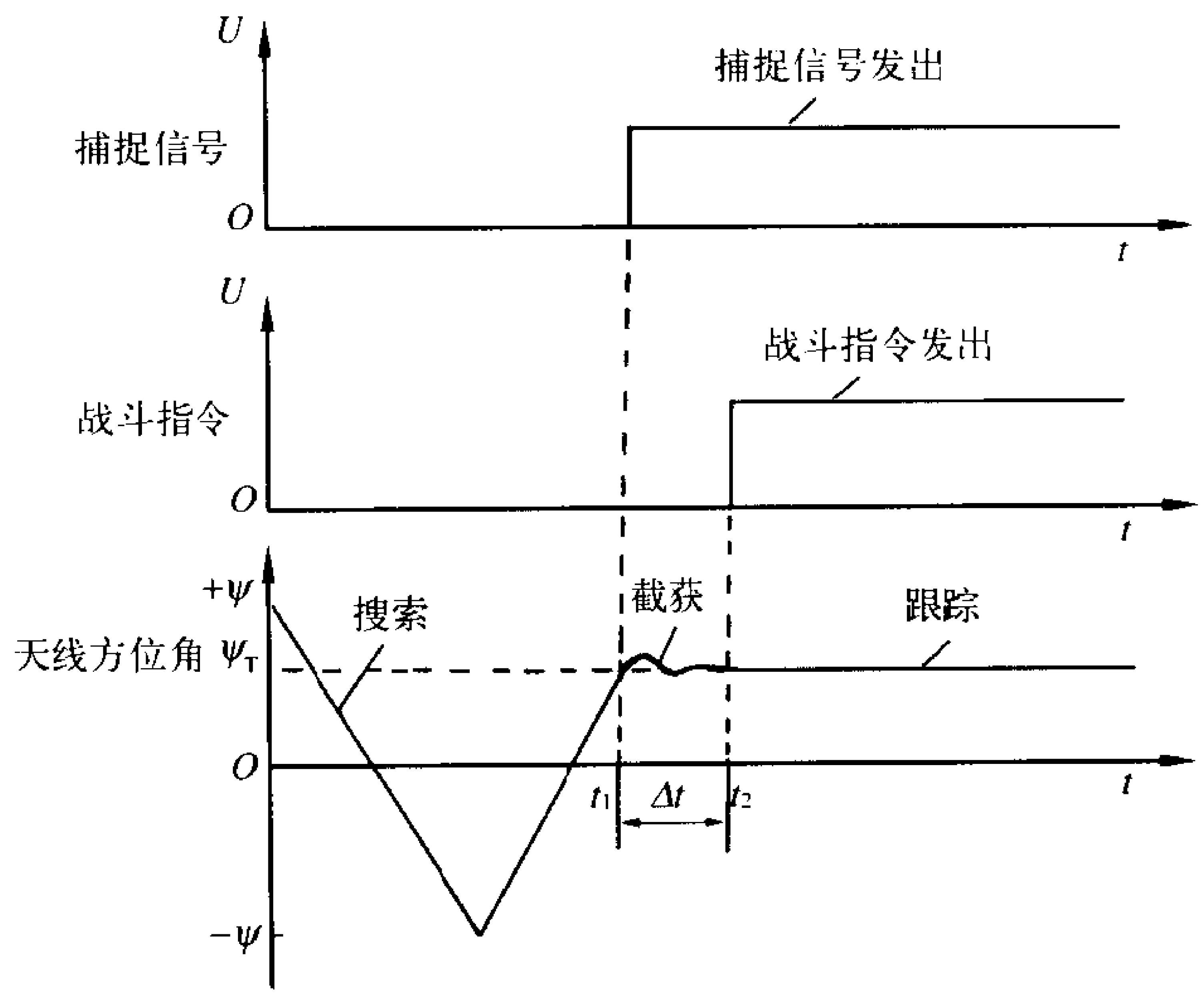
mubiao jihua texing he xiangwei texing

目标极化特性和相位特性 target polarization characteristic and phase characteristic 目标散射中心的极化变化特征称为极化特性，回波中的相位变化特征称为相位特性。对大多数目标而言，入射极化和散射极化不同。目标被认为是一种“极化变换器”。极化特性主要与目标的形体，特别是边缘有关。由于目标与雷达之间存在着相对运动，在运动中，目标的各散射中心相对于雷达位置不断变化，从而使散射中心回波相位也不断变化。当目标尺寸远大于入射波波长时，相位变化更为激烈。极化散射矩阵是描述目标极化和相位特性的数学表达式。

（撰写：向家武 审订：朱志浩）

mubiao jiehuo

目标截获 target acquisition 对目标建立稳定跟踪的过程。(1)当用于探测雷达时，指发现目标并能详细测定其位置数据以进行识别的过程；(2)当用于跟踪雷达时，指将雷达波束指向适当位置，使目标处于波束内并将距离波门或速度波门锁定目标信号，以便有效地使用武器的过程。一般反舰导弹的雷达导引头截获目标的过程为：雷达在距离、方位搜索过程中遇到目标舰，首先由目标检测器按检测门限判定确是目标，此时检测器发出捕捉信号，停止距离、方位搜索，距离支路使距离波门对准目标回波，方位支路使天线对准目标，然后发出战斗指令，雷达将目标的距离和方位数据送给自动驾驶仪，控制导弹按一定的导引规律飞向目标。发出捕捉信号至发出战斗指令这段时间为雷达截获目标的过程。通常方位截获过程较距离截获过程要长，图中表示以上所述的方位截获过程（距离截获过程类同）。图中捕捉信号和战斗指令均是高电平的，U为电压，天线方位角以弹轴为基准轴即0°，天线搜索范围为$\pm\psi$，为简单起见，假设目标相对雷达的位置ψ_T不变。$0\sim t_1$时段为目标搜索阶段，天线方位角做周期变化使天线波束周期扫描海面；$t\geqslant t_2$时为目标跟踪阶段，天线波束始终对准目标，即雷达锁住目标；$t_1\sim t_2$时段为目标截获阶段，是搜



反舰导弹的雷达导引头方位目标截获过程

索到跟踪的雷达工作状态转换过程。

（撰写：殷善贤 审订：任子西）

mubiao jubianlü

目标距变率 distance rate of target 目标到参考点之间的距离随时间而变化的速率，常用于描述目标与参考点之间的纵向相对运动特性。随参考点的类别和特点不同，目标距变率的实际含义将有所差异。当参考点选为各类导弹的发射点时，它表示的是目标相对于发射点的距离缩小率或增加率；当参考点选为发射后的导弹时，它表示目标与导弹之间的相对距离变化率。

（撰写：毕士冠 审订：黄瑞松）

mubiao moni shebei

目标模拟设备 target simulator 武器系统及其电子设备在系统联调、试验和作战训练中用以逼真地模拟被攻击对象（目标）辐射或散射信号以及运动特征而研制的专用设备。针对不同的系统及电子设备，目标模拟设备大致可分为雷达目标模拟设备和光电（红外、激光和可见光）目标模拟设备两大类。目标模拟设备属非标准设备，对于不同的使用目的和场合，其研制要求和复杂程度有很大差别。以雷达目标模拟器为例，用于训练雷达操作手的简单的目标模拟设备只需模拟反映战场机群目标运动航迹的视频信号。武器系统半实物仿真和电子对抗仿真用的目标模拟设备最为复杂，要求也最高，它必须进行射频信号模拟。目标回波的模拟包括脉冲、连续波回波信号的振幅、极化模拟以及距离延时、多普勒频移、振幅起伏、角闪烁模拟。目标角位置的移动则采用机械移动天线或采用电子控制的阵列天线的方式来实现。

（撰写：阮文杰 审订：吴 欣）

mubiao moxing

目标模型 target model 描述原型目标几何形体、物理特性等的实体模型或数学模型。目标模型基本分成目标数学模型和目标物理模型两大类。数学模型是描述原型目标系统特征关系、物理性质和过程的数学表达式，它可以通过数学求解揭示原型目标的特征关系和性质。典型的目标数学模型有点源模型、扩展目标模型、经验目标模型和统计目标模型。物理模型多数是指根据数学模型制成的、按照相似性原理复现

原型目标的某些几何关系或物理特性的物理装置。在微波暗室或风洞试验中也常用到目标模型术语，它一般指缩比目标模型，是根据相似律将原型目标制作成几何尺寸或电磁参数缩比的目标模型，最后将模型的测量数据转换成原始目标的数据。目标模型在仿真技术和武器系统设计中是十分有用的。

（撰写：向家武　审订：朱志浩）

mubiao refushe

目标热辐射　target heat radiation　又称目标红外辐射。是指目标在红外频段的电磁辐射。目标的红外辐射与目标的温度、面积和目标材料的发射率有关。按红外系统的工作体制（非成像或成像），可将目标分为点源目标（可以看成一个几何点的目标）和面源目标（看成具有一定大小面积的目标）。点源目标的红外辐射用辐射强度描述。辐射强度是点源目标在单位立体角中的辐射功率，单位为W/sr，用公式表示为

$$I=\frac{P}{\omega}$$

式中 I为辐射强度；P为辐射功率；ω为立体角。面源目标的红外辐射用辐射亮度描述。辐射亮度是面源目标在单位面积上向单位立体角内发出的辐射功率，单位为W/(sr · cm²)，用公式表示为

$$L=\frac{P}{A\cdot\omega}$$

式中 L为辐射亮度；P为辐射功率；A为辐射面积；ω为立体角。

（撰写：杨树谦　审订：张　锋）

mubiao sanshe texing

目标散射特性　target scattering characteristics　入射波照射在目标上产生的散射现象。当电磁波照射到目标上时，产生感应电流或电荷，被照射的目标变成了二次辐射源，向四周辐射。对目标而言，感应电流或电荷产生的是辐射场，而对雷达而言，此辐射场是入射场的散射场。目标散射特性的种类有镜面散射、漫散射、腔体及电介质的散射。目标散射特性包括目标雷达截面起伏特性、极化特性、相位特性、频率特性、瞬态特性和图像特性。在目标跟踪、制导、导引头设计、目标识别和目标特征控制等军用方面以及遥感、监控及医疗等民用方面都要用到目标散射特性。

（撰写：向家武　审订：朱志浩）

mubiao shibie

目标识别　target identification　利用特定的传感器，接收目标的辐射或散射回波，分析回波中的目标特征信号，从而确认目标类型和型号的过程。目标识别首先要建立目标识别数据库，解决目标识别算法，完成特征的提取、变换和判断。从宏观上说，目标识别的过程主要包括两个步骤：第一步，特征提取——从原始数据中提取出对目标分类识别有用的目标信息；第二步，分类识别——对第一步中所获取的信息作适当处理，建立特征信号与目标参数之间的相互关系，最后完成判决。目标识别主要用于战略防御以及低空飞机、海面舰艇和地面车辆识别。目标识别在武器攻防对抗中始终是一项高新技术，并将成为一项军民两用技术。

（撰写：向家武　审订：朱志浩）

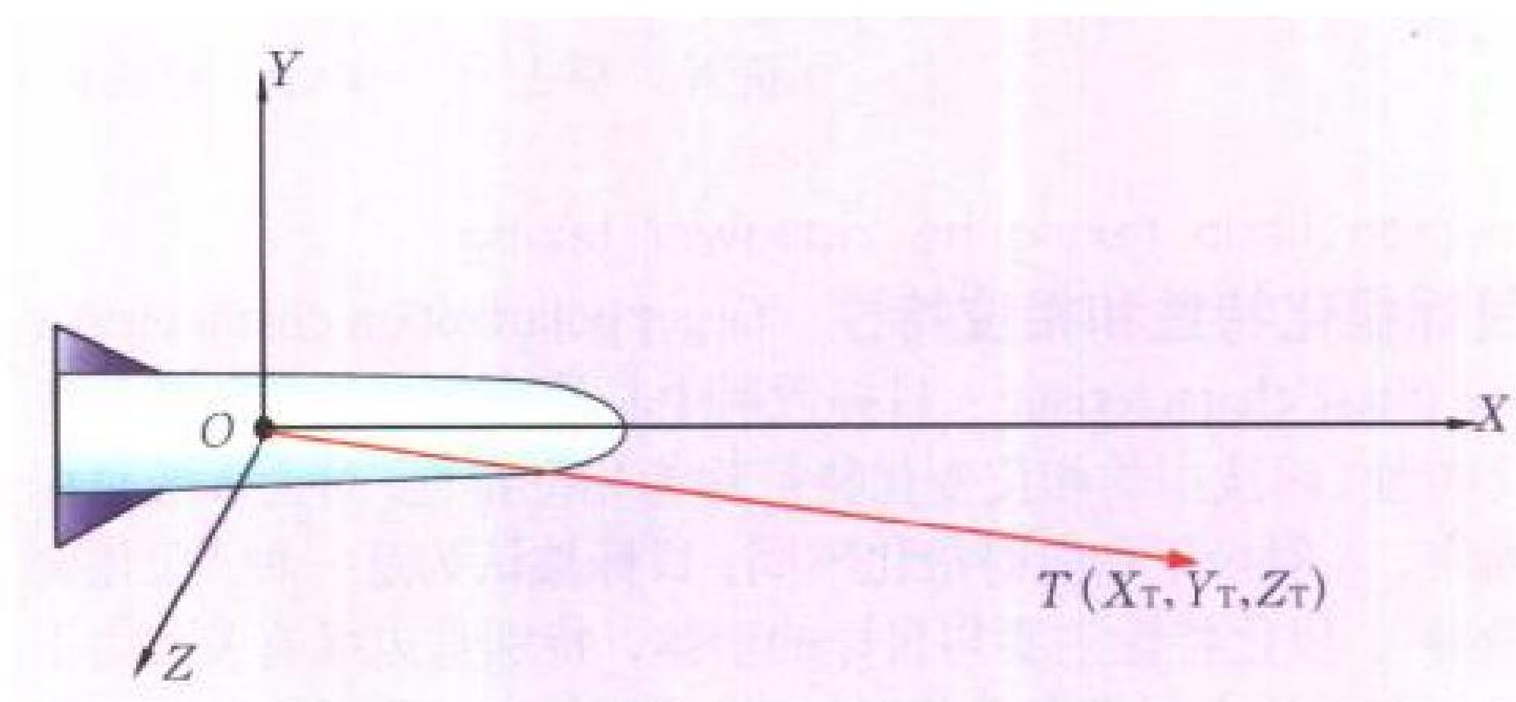
mubiao shibie jishu

目标识别技术　target identification technology　对目标信号特征进行提取分析、鉴别，从而对目标类型、属性作出判断的技术。在目标识别技术中，单传感器目标识别是基础识别技术。目标识别的主要技术有窄带识别技术、宽带识别技术、多波段识别技术、瞬态响应技术、极化识别技术、高分辨微波成像技术、光学图像识别技术及光谱识别技术。由单传感器发展起来的多传感器数据融合和多基地数据融合识别技术将成为未来武器系统的主要目标识别技术。目标识别技术主要用于战略和战区防御中的真假弹头识别、飞机的分类识别及海面舰艇、地面车辆识别等。在未来的攻防对抗中，目标识别技术将始终是一门关键的高新技术。军用目标识别技术的发展还将带动地质勘探、医疗、气象预报等民用识别技术的发展。

（撰写：向家武　审订：朱志浩）

mubiao shixian

目标视线　target line of sight　又称目标瞄准线。导弹与目标之间的连线。用于研究导弹与目标之间的相对运动，选择导弹的导引规律和导引弹道。当导弹飞向目标时，导弹与目标之间的距离和目标视线本身的空间位置（常用视线角表示）都将不断变化，其变化率反映出两者的相对运动关系和导弹攻击目标时必须遵循的一般导引规律，从而为根据目标运动



在弹体坐标系中的目标视线

特性合理选择制导系统提供依据。目标视线用弹体坐标来描述，如图所示。在弹体坐标系 $OXYZ$中：原点O为导弹的质心位置；OX为导弹的纵轴，指向弹首为正；OY在导弹纵对称平面内，与OX轴垂直向上为正；OZ与OX轴和OY轴构成右手直角坐标系。目标视线OT，O为(0, 0, 0)，T为(X_T, Y_T, Z_T)。

（撰写：殷善贤　审订：任子西）

mubiao sousuo

目标搜索　target search　在某一空域、海域和地域内寻找有关目标的过程。常用的目标搜索设备（工具）是各种地面、舰载和机载目标搜索雷达。其主要任务是发现目标并判定目标相对搜索设备的方位和距离，为目标截获和跟踪状态提供条件。目标搜索的手段是通过雷达天线或光学探测设备的位标器等，在方位和俯仰方向上进行扫描来实现。天线的扫描有机械扫描和电扫描两种：机械扫描是用机械方法转动天线实现波束扫描；电扫描是应用电子技术方法控制波束快速扫描。按照天线扫描时波束在空间的运动规律，扫描方式主要有圆周扫描、扇形扫描、逐行扫描和圆锥扫描等。一般反舰导弹的雷达导引头的目标搜索过程参见目标截获的图解。

（撰写：殷善贤　刘恒振　审订：任子西）

mubiao texing

目标特性　target characteristics　目标的运动特性、动力学特性、散射特性和辐射特性的总称。它是对处于特定时间和特

定空间中的目标进行探测而得到的目标的运动特性、物理属性及其变化规律的描述。按照探测器的不同，目标特性分为光学目标特性、雷达目标特性和声呐目标特性。目标特性是武器系统设计和定型的依据之一，也是系统仿真中代表目标的输入信号，还是隐身、突防、伪装和目标识别等相关技术的基础。（撰写：向家武 审订：朱志浩）

mubiao texing celiang

目标特性测量 target signature measurement 对飞行目标物理特征(运动、形状、大小和制造材料等)的测量。目前主要测量雷达信号散射特性和红外辐射特性。由于各种飞行目标的物理特性不同，其雷达信号的散射特性和红外辐射特性也不同。因此，利用目标特性的差异可以识别真假目标，研究突防和反突防技术。当前目标特性测量雷达和红外辐射计是完成测量的主要设备。（撰写：刘利生 审订：黄学德）

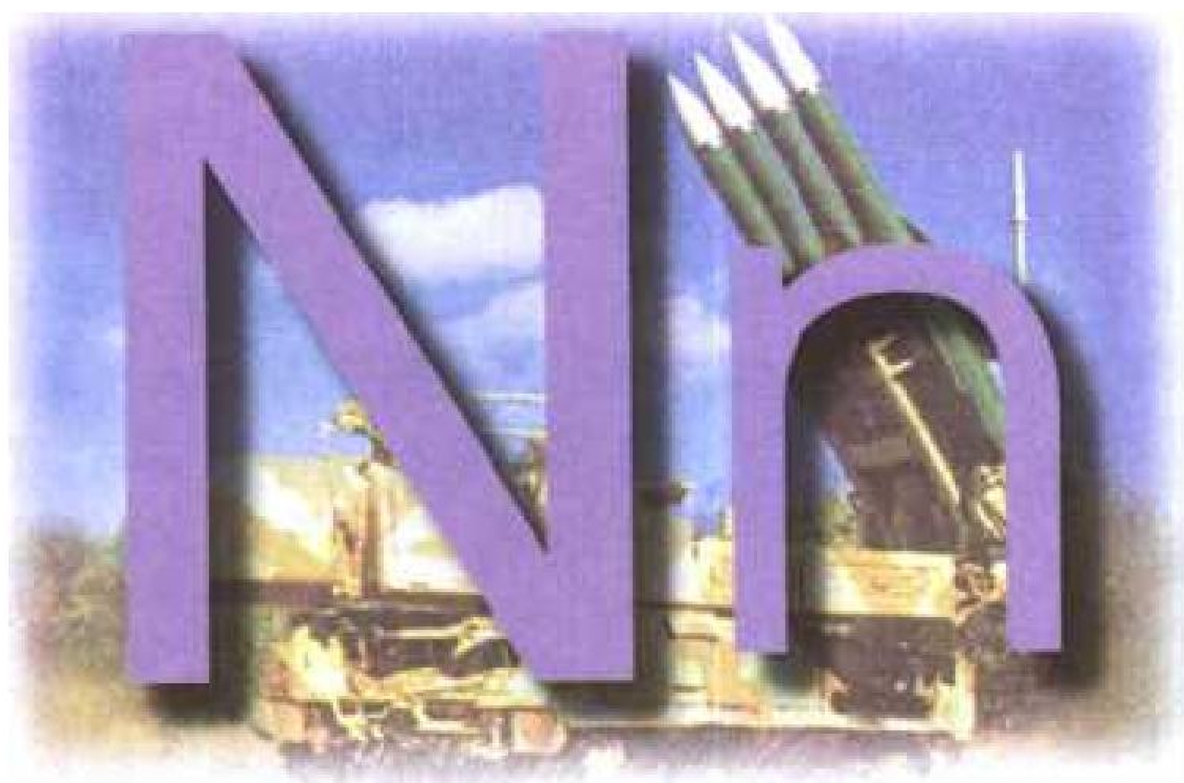
mubiao tezheng kongzhi

目标特征控制 target signature control 改变武器系统的可以被敌方用于探测、识别和截获的声、光、电、磁等特征。这些特征包括空间飞行器和地面目标的雷达和红外特征以及舰船的水声特征等。特征控制包括特征信号增强和减弱两方面技术。雷达特征信号减弱主要通过外形设计、吸波材料运用以及有源或无源对消技术的运用来实现。红外特征减弱则通过冷却和采用与背景匹配的特种材料来实现。水声特征是通过外形设计和运用消声涂层来减弱。特征信号增强是采用有源或无源增强技术而实现。采用特征信号增强技术的小型目标，其雷达散射截面和红外辐射可以模拟真实武器系统的特征信号。特征控制技术主要应用于目标隐身和突防、反突防等军事用途。（撰写：向家武 审订：朱志浩）

mubiao yisunxing

目标易损性 target vulnerability 目标遭受攻击时可能被毁伤的程度。是分析目标生存能力的一个主要参数。易损性是一个与目标自身的结构强度、外形尺寸、材料、防护措施、易损部位的位置和数量，以及攻击武器的类别、威力、毁伤机理、攻击方式等诸多因素有关的量。目标易损性分析是目标特性分析的主要内容之一，选择和确定武器毁伤效能时，需以目标易损性理论分析和试验研究结果为依据。

（撰写：毕士冠 审订：黄瑞松）



naweixing

纳卫星 nanosatellite 通常是指质量在1～10 kg、具有实际功能的卫星，有时还称为纳米卫星、固态卫星、硅卫星。纳米是国际长度单位，为10^{-9} m，这里的“纳”不是指卫星的长度单位而是指卫星的质量级别。由于纳卫星广泛采用了微纳米技术，因而质量要比常规卫星（通常为500～1000 kg）轻得多。纳卫星有以下特点：(1) 质量轻，发射方式灵活，既能搭载发射，也可一箭多星发射；(2) 研制周期短、造价低，可在大学、研究所的实验室里研制；(3) 纳卫星在空间多采用分布式星座结构，可提高可靠性和生存能力。世界上已发射了多颗纳卫星，包括美国的“亚里桑那州立大学星”(质量不到6 kg)，英国的“斯纳普”-1卫星(重约6 kg) 等。目前纳卫星尚处于在轨试验阶段。今后，纳卫星将建成星座、星队等实用系统，完成科学试验、对地观测等多种应用任务。它的投入使用将会对卫星的发展产生革命性的影响。

（撰写：刘 颖 审订：龚念曾）

naichouyang xiangjiao

耐臭氧橡胶 ozone-resistant rubber 长期与一定浓度的臭氧接触不易产生龟裂现象的橡胶及橡胶制品的总称。臭氧化作用是橡胶产生龟裂的主要因素。各种橡胶的耐臭氧老化性能不同，一般可以分为如下3类：(1) 不耐臭氧老化的橡胶，如天然橡胶、异戊橡胶、顺丁橡胶、丁苯橡胶和丁腈橡胶等；(2) 中等耐臭氧老化的橡胶，如氯丁橡胶、丁基橡胶等；(3) 耐臭氧老化的橡胶，如乙丙橡胶、氯磺化聚乙烯、聚氨酯、硅橡胶和氟橡胶等。另外，在橡胶的配合体系中添加抗臭氧氧化配合剂也能提高其耐臭氧性能。

（撰写：吴福迪 审订：亚世杰）

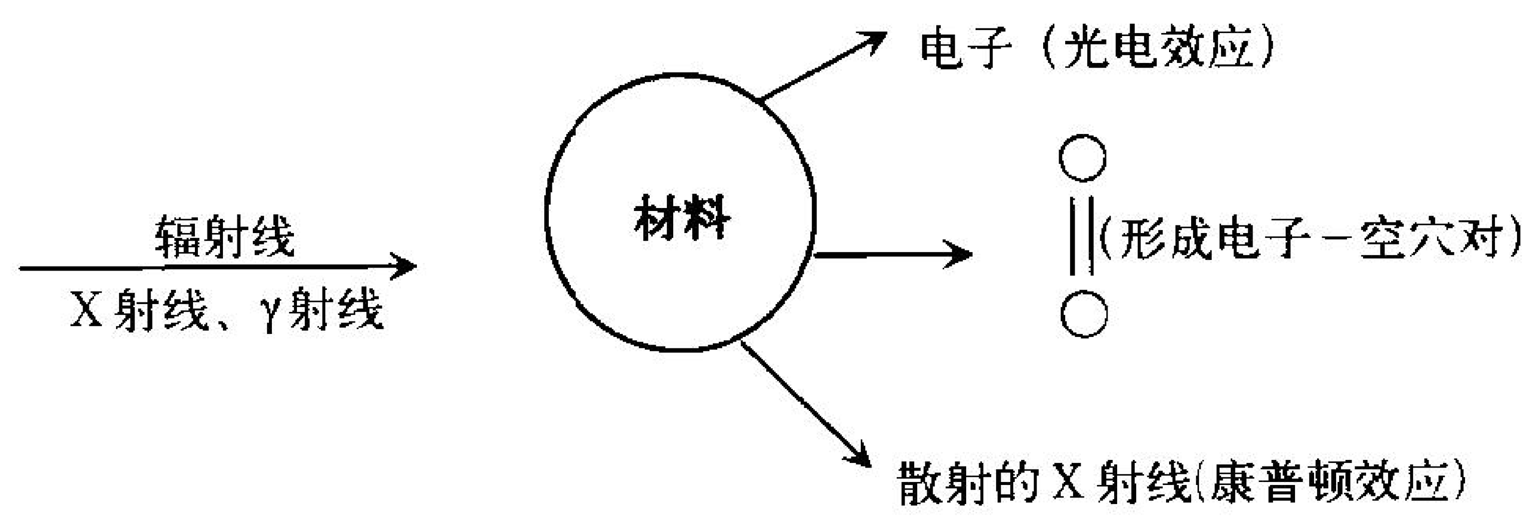
naidiwen jiaozhanji

耐低温胶粘剂 cold-resistant adhesive 适合在低温条件下使用的胶粘剂。关于耐低温的要求，已由 -40 ℃下降至 -60 ℃、- 80 ℃甚至 -100 ℃以及更低的温度。超过 -100 ℃则属超低温的范畴。适合于低温应用的胶粘剂有环氧树脂、环氧与尼龙、酚醛、有机硅氧烷的共聚物、聚酰胺、聚氨酯、聚酰亚胺和聚苯并咪唑等品种。如聚苯并咪唑胶粘剂在 -196 ℃温度下的剪切强度为37.1 MPa，在 -196 ℃经10^6次疲劳试验后的剪切强度为15.2 MPa，比在25 ℃下的性能（10.3 MPa）好。

（撰写：陈焕春 审订：亚世杰）

naifushe boli

耐辐射玻璃 irradiation-resistant glass 在γ射线、X射线照射后，可见光透过率下降较小的玻璃。当射线射进玻璃内，撞击到电子时，由于强烈的电离辐射作用，玻璃材料内立即形成许多自由电子和空穴，即所谓的光电效应，而射线也因被散射而失去了它部分的能量，即康普顿效应。然后这些电子会集中在一起，并与玻璃中各种缺陷相结合，形成吸收光线的“色心”，从而导致玻璃变色。变色程度与玻璃组成及射线辐照量有关。为提高玻璃的耐辐射性能，通常采用两种方法：(1)在玻璃中引入少量氧化铈，由于铈离子的变价作用($Ce^{+4} + e \rightleftharpoons Ce^{+3}$)，能俘获或放出电子，使电子或空穴重新复合，抑制了可见光范围内“色心”的形成，提高了玻璃的辐射稳定性；(2) 采用高纯的单组元玻璃，如石英玻璃，具有高的光谱透射性，不产生辐射线损伤。因此，这种玻璃是用于宇宙飞船窗、风洞窗以及分光光度计光学系统的理想玻璃。但是这种玻璃的加工比较困难，价格比较昂贵。



辐射线与材料发生的3种效应

（撰写：黎 义 审订：胡连成）

naifushe taoci

耐辐射陶瓷 irradiation-resistant ceramic 在高能粒子和γ射线的辐射下，能保持较好的结构稳定性的陶瓷。主要应用于核反应堆。随着核电技术不断完善，在核反应堆中采用陶瓷材料取代金属材料。核反应堆是复杂的工程系统，使用的结构材料繁多，陶瓷材料则以其耐辐射、耐高温、耐腐蚀以及高强度等优点得到了应用和重视。适合在核反应堆中长期使用的核燃料陶瓷有UO_2、PuO_2及ThO_2等陶瓷，其中UO_2是最常用的核燃料陶瓷。核燃料的包覆材料通常采用耐高温的碳化物陶瓷或碳素材料，例如SiC陶瓷、B_4C陶瓷及热解石墨等，其熔点分别高达2700 ℃、2450 ℃及3500 ℃以上；核燃料的中子反射剂或减速剂通常采用BeO、BeC陶瓷或石墨材料。核反应堆的屏蔽材料可以采用BN陶瓷、石墨材料或掺B_4C的石墨材料。在核能技术中，耐辐射陶瓷的应用还包括：(1) 陶瓷内壁、陶瓷限制器和陶瓷转向器；(2) 陶瓷窗、陶瓷电介质和陶瓷绝缘器；(3) 陶瓷环流断路器、磁性线圈和直流变压器的绝缘材料；(4) 核废料陶瓷固化物等。

（撰写：黎 义 审订：胡连成）

naigaowen jiaozhanji

耐高温胶粘剂 heat-resistant adhesive 适合于在高温条件下使用的胶粘剂。实际应用中多用胶接强度—温度—时间来表示。关于耐高温胶粘剂的严格定义及标准，国内外至今尚无定论。但一般认为属于下列情况者均可算作耐高温胶粘剂，即在121～176 ℃下长期使用(1～5年)，或在204～232 ℃下使用20000～40000 h，在260～371 ℃下使用200～1000 h，在371～427 ℃下使用24～200 h，在538～816 ℃下使用2～10 min，也有把204 ℃下可使用1000 h以上者称为耐高温胶粘剂。目前常用的耐高温胶粘剂主要有：(1) 环氧树脂类

和酚醛树脂类胶粘剂，如氨苯砜固化环氧树脂胶、芳香族二酐固化脂环族环氧树脂胶、环氧—酚醛胶、酚醛丁腈胶等，可在 −60～232 ℃ 长期使用，最高使用温度可达 260～316 ℃；(2) 有机硅胶粘剂及改性有机硅胶粘剂，含有硅氧键 Si-O 耐热性很高。而含硅氧硼键Si−O−B的耐热性更佳，可在−60～300 ℃ 长期使用，短期使用可达 350～500 ℃，瞬间使用温度高达 800～1000 ℃；(3) 杂环胶粘剂，包括聚酰亚胺、聚苯并咪唑、聚喹噁啉、聚芳砜等粘接剂，可在250～300 ℃长期使用，400～500 ℃ 短时使用，瞬间可达 800～1000 ℃；(4) 以无机化合物配成的无机胶粘剂。工程上比较重要的是氧化锆、磷酸氧化铜和硅酸盐无机胶粘剂。

（撰写：陈焕春　审订：巫世杰）

naihan xiangjiao

耐寒橡胶　cold-resistant rubber　在低温条件下仍能保持弹性的橡胶及其制品的总称。硫化胶的耐寒性能取决于两大因素：橡胶的玻璃化特性和结晶特性。非结晶型橡胶可以用玻璃化温度 (T_g) 来表征其耐寒性能，结晶型橡胶在高于玻璃化温度相当多的低温下就会失去弹性，可用橡胶脆性温度 (T_b) 来表征其耐寒性能。T_g 和 T_b 越低，耐寒性越好，常用橡胶的耐寒温度如表。

常用橡胶的耐寒性能

橡胶名称	耐寒温度／℃	橡胶名称	耐寒温度／℃
硅橡胶	−140	丁基橡胶	−48
丁二烯橡胶	−105	丁苯橡胶	−45
天然橡胶	−73	氯丁橡胶	−40
氟橡胶	−74～0	氯磺化聚乙烯橡胶	−40
聚硫橡胶	−60	丙烯酸酯橡胶	−40
丁腈橡胶	−55	氯醚橡胶	−35
乙丙橡胶	−50	聚氨酯橡胶	−20

耐寒橡胶主要用在液氢液氧发动机管路系统的密封部位，大多采用氟醚橡胶，而在卫星、飞船管路系统及舱口盖密封采用硅橡胶体系。实际使用时，应综合考虑其它使用工况条件选取合适的品种。（撰写：吴福迪　审订：巫世杰）

naimo xiangjiao

耐磨橡胶　abrasion-resistant rubber　抗表面磨损能力强的橡胶及其制品的总称。主要用于轮胎、动密封制品、输送带、传动带、衬里和粉料运输胶管等。常用橡胶耐磨性能大致排序如下（由高到低）：聚氨酯橡胶，聚酯型热塑性弹性体、顺丁橡胶、丁苯橡胶、乙丙橡胶、天然橡胶、丁腈橡胶，丁基橡胶。此外，氯磺化聚乙烯的耐磨性能也较高。目前耐磨橡胶主要用在导弹、运载工具的伺服机构系统的动密封部位，在工况苛刻情况下，一般均采用氟橡胶体系。

（撰写：吴福迪　审订：巫世杰）

naire boli

耐热玻璃　heat-resistant glass　具有较小的线膨胀系数，较高的热稳定性和化学稳定性的玻璃。在化学仪器中使用的耐热玻璃以二氧化硅为主要成分，大多含有氧化硼，有些还含有氧化锌，能耐骤热骤冷，并能耐酸碱腐蚀，如硼硅酸耐热玻璃 (SiO_2−Na_2O−B_2O_3)。广泛用于制造化学实验仪器、化工设备和耐热器皿等。在国防工业中，高纯透明石英玻璃用于具有熔点高 (1730 ℃)，耐高温（使用温度 1000～1250 ℃)，线膨胀系数低 ($\alpha=5\times10^{-7}$/℃)，电击穿强度高 (>32 kV/mm)、介电损耗正切值低 ($tg\delta\approx3\times10^{-4}$)，化学稳定性及抗热震性能好等特点，在空间技术、战略导弹、精密光学仪器、瞄准系统等国防工业中得到应用，是理想的耐热玻璃。

（撰写：黎　义　审订：胡连成）

naire xiangjiao

耐热橡胶　heat-resistant rubber　在较高温度下，长时间老化，仍能保持基本性能的橡胶及橡胶制品的总称。橡胶的耐热性能决定于它的化学结构，一般主链中不含脂肪族 −C = C− 不饱和键，主链及侧链不活泼，耐热性较好。常用的橡胶耐热性能可分为七级，如表所示。硫化体系、防老剂及其他配合剂对硫化胶及制品的耐热性能也有较大的影响。实际应用中除选择适当的橡胶品种外，还需合理选择耐热配合剂，以提高耐热性能。目前耐热橡胶主要作为各种战术、战略导弹以及运载工具的伺服机构系统的密封。根据工况条件，温度较高部位一般均采用氟橡胶（指接近发动机燃气部位管路），而强度要求较低部位如飞船、卫星等则采用硅橡胶体系。

常用橡胶的耐热性分级

级序	温度范围／℃	橡胶类型
第一级	< 70	各种橡胶
第二级	70～100	天然橡胶、丁苯橡胶
第三级	100～130	氯丁橡胶、丁腈橡胶、聚氨酯橡胶
第四级	130～160	丙烯酸酯橡胶、氯磺化聚乙烯橡胶、羧基橡胶、丁基橡胶
第五级	160～200	乙烯基硅橡胶、氟橡胶
第六级	200～250	二甲基硅橡胶、氟橡胶
第七级	> 250	某些氟橡胶

（撰写：吴福迪　审订：巫世杰）

naiyeqing yang jiezhi chaodiwen dian lianjieqi

耐液氢(氧)介质超低温电连接器　ultra low temperature of liquid hydrogen (oxygen) resistant connector　用于氢氧发动机作为推动力的运载火箭或其他武器系统中电子设备与液氢、液氧介质贮箱内电子设备之间电路连接的机电元件。它由两个插头和一个穿墙式插座组成。穿墙插座装在液氢及液氧的贮箱壁上，一个插头在贮箱内与箱内的电子设备（如传感器等）相连，另一个插头在贮箱外与箭上的电子设备相连，当两个插头同时与穿墙插座两面插合后，就形成一条电气通路，用于对液氢及液氧箱内的液位、压力等参数进行测量和控制。由于液氢温度为 −253 ℃，液氧温度为 −196 ℃，都是超低温介质，它们在常温条件下极易挥发，它们又是强易燃、易爆物质，因此，对电连接器的安全性问题提出了极为严格的要求。安全问题主要是密封性和相容性问题。密封性和相容性试验合格的电连接器才能在火箭上安全使用。

（撰写：徐光熙　审订：许金雨）

naiyuanziyang cailiao

耐原子氧材料　atomic oxygen resistant material　能抗受原子氧高速撞击及侵蚀的材料。在近地轨道高度上，原子氧是残余大气的主要成分，撞击在航天器表面上的原子氧密度为 $10^{15}/(cm^2\cdot s)$，在数秒内即可形成一个单原子层。轨道上原子

氧的温度一般为1000～1500 K，当以8 km/s的相对速度与航天器相撞时，等效于5 × 10^4 K温度的原子氧与表面的作用。另外，原子氧是极强的氧化剂。近地轨道航天器的表面材料，尤其是有机热控涂层材料主要受到原子氧的物理和化学侵蚀。航天器表面有机材料与原子氧起反应后会生成氧化层，从而会引起材料的分解、剥落和开裂。空间试验表明，非金属材料都与原子氧反应，石墨／环氧结构材料的表面涂层损失会超过50%，这对于长期在轨运行的空间站是很不利的。有机硅、含氟聚合物(特氟隆)、硅氧烷共聚物以及金属及其氧化物、氟化物等与原子氧的反应系数非常低，可作为涂层材料。玻璃纤维或陶瓷织物不透过原子氧。层压铝箔中间夹一层薄聚脂薄膜的层压材料能耐原子氧。石墨／环氧结构材料外表面用约25 μm厚的铝箔包覆，抗原子氧侵蚀效果很好。另外，阳极化的铝能耐原子氧。等离子聚合物制备的有机硅薄膜具有极好的耐原子氧性能。（撰写：夏德顺　审订：戴永耀）

nandaxiyang ciyichang

南大西洋磁异常 south Atlantic magnetic anomaly　位于南美洲东侧南大西洋的地磁异常区域，较相邻区域的磁场强度弱，约是同纬度正常区磁场强度的一半，故属负磁异常区。它是地球上面积最大的磁异常区，区域涉及纬度范围10°N～60°S、经度范围20°E～100°W，区域中心大约在45°W、30°S处。因它处于巴西附近，所以又称它为巴西磁异常(见图1和图2)。由于南大西洋磁异常区是负磁异常区，它使得空间高能带电粒子环境分布改变，尤其是内辐射带在该区的高度明显降低，其最低高度可降到200 km左右，造成辐射带的南大西洋异常区。南大西洋磁异常区是引起低轨道航天器辐射危害严重的区域，是带电粒子诱发的异常或故障的高发区。

（撰写：古士芬　审订：都亨）

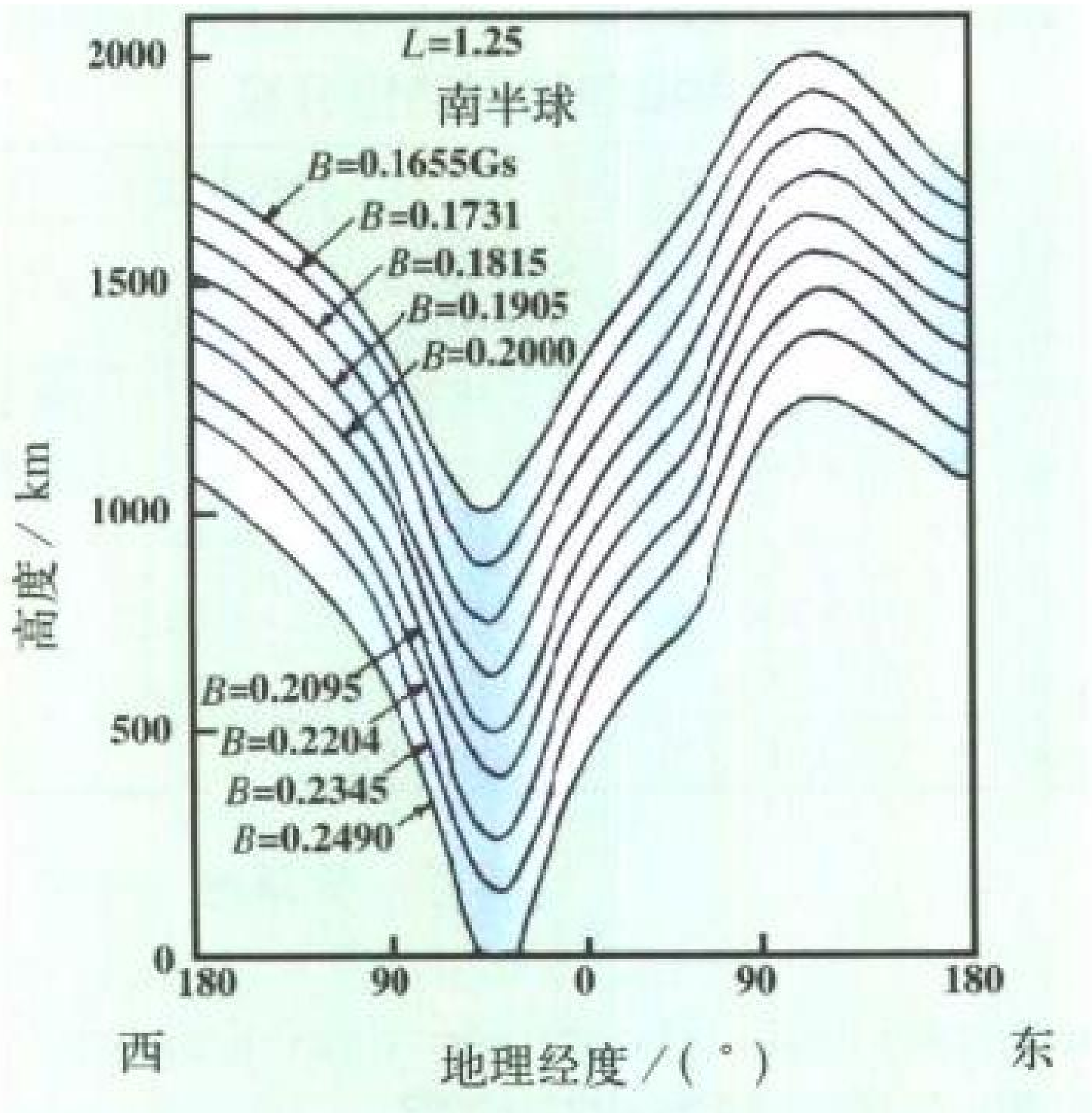


图1 南大西洋磁异常区附近不同高度的磁场强度随经度变化(注：1Gs=10^{-4}T)

nanhun hejin ninggu

难混合金凝固 solidification of un-mixing alloy　利用空间微重力环境用难混合金属制备合金的过程。在地面许多金属在液态是彼此难混溶的，这种金属的二元相图有一个不混溶区，在不混溶区内两种不同成分的液体平衡共存。通常这两种液体的密度相差较大，导致在重力场中两种液体迅速分离，形成两层结构。在空间微重力条件下，将难混合金金属进行熔化，两相处于弥散分布状态，在凝固过程中，利用适当的方法使这种弥散状态保持下来，形成混合均匀的合金，同时通过有效地控制弥散分布的第二相的尺寸和体积分数能够显著地提高材料的机械强度。

（撰写：战再吉　审订：孙力玲　王文魁）

naoxing jiasuduji

挠性加速度计 flexure-pivot accelerometer　用挠性杆支承检测质量的加速度计。由于这种支承不存在机械摩擦，从而使仪表的精度得到提高。它由质量摆、信号传感器、力矩器和伺服放大器等部分组成(见图)。挠性杆通常是由铍青铜、石英和金合金等高稳定性材料制成的刚度很小的1根或几根弹性杆或弹性片构成。根据挠性支承的形式不同，制成的加速度计有线位移式、单轴摆式和双轴摆式3种。有的在壳体内充有一定粘度的硅油提供流体阻尼，改善仪表的动态特性，也有的用电阻尼或空气压膜阻尼代替，以减小体积、降低成本。由于它具有结构简单、可靠性高和加工装配简便等特点，已得到广泛应用，分辨率可达10^{-6} g，是一种高精度低成本的惯性元件。

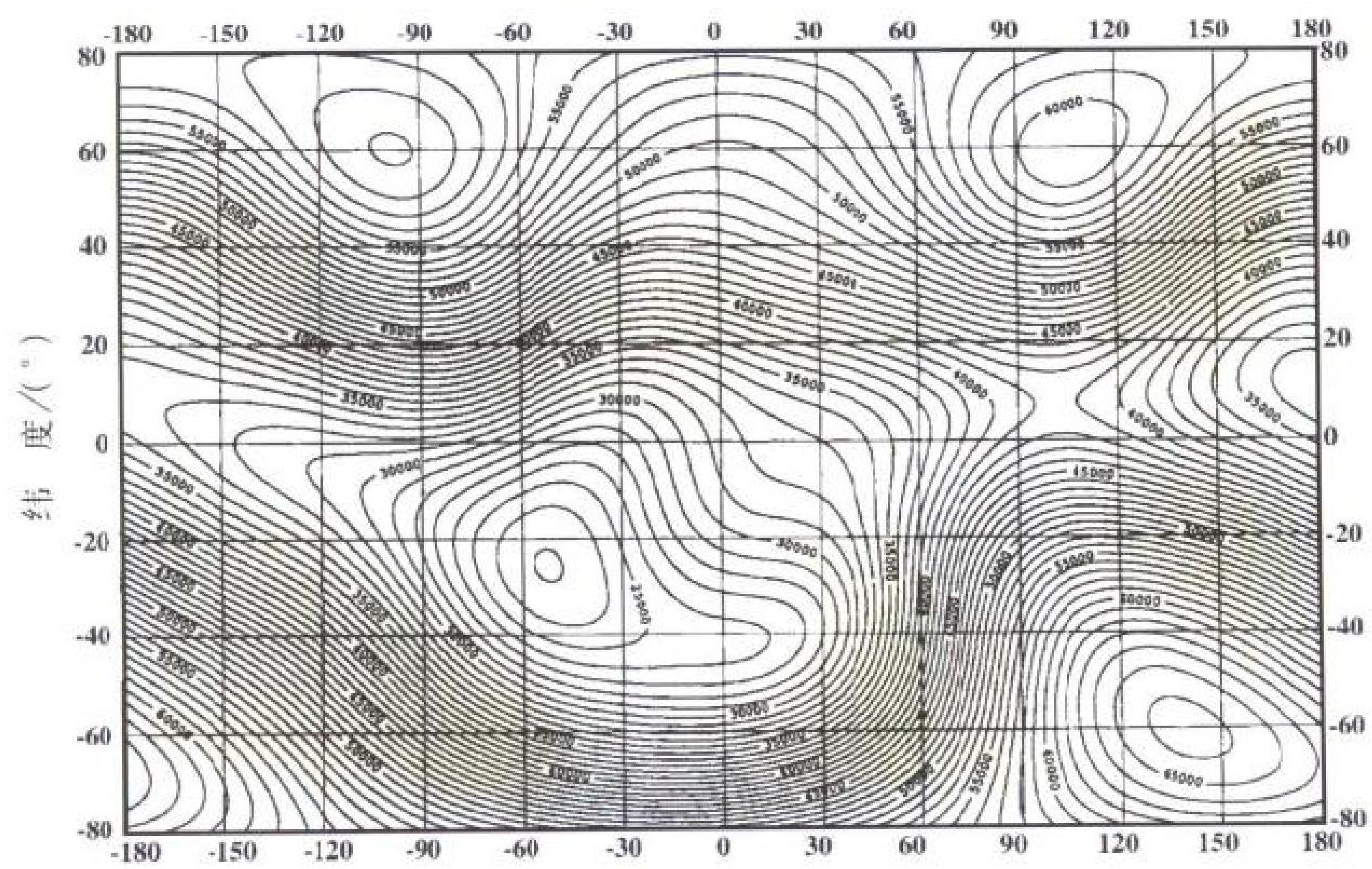
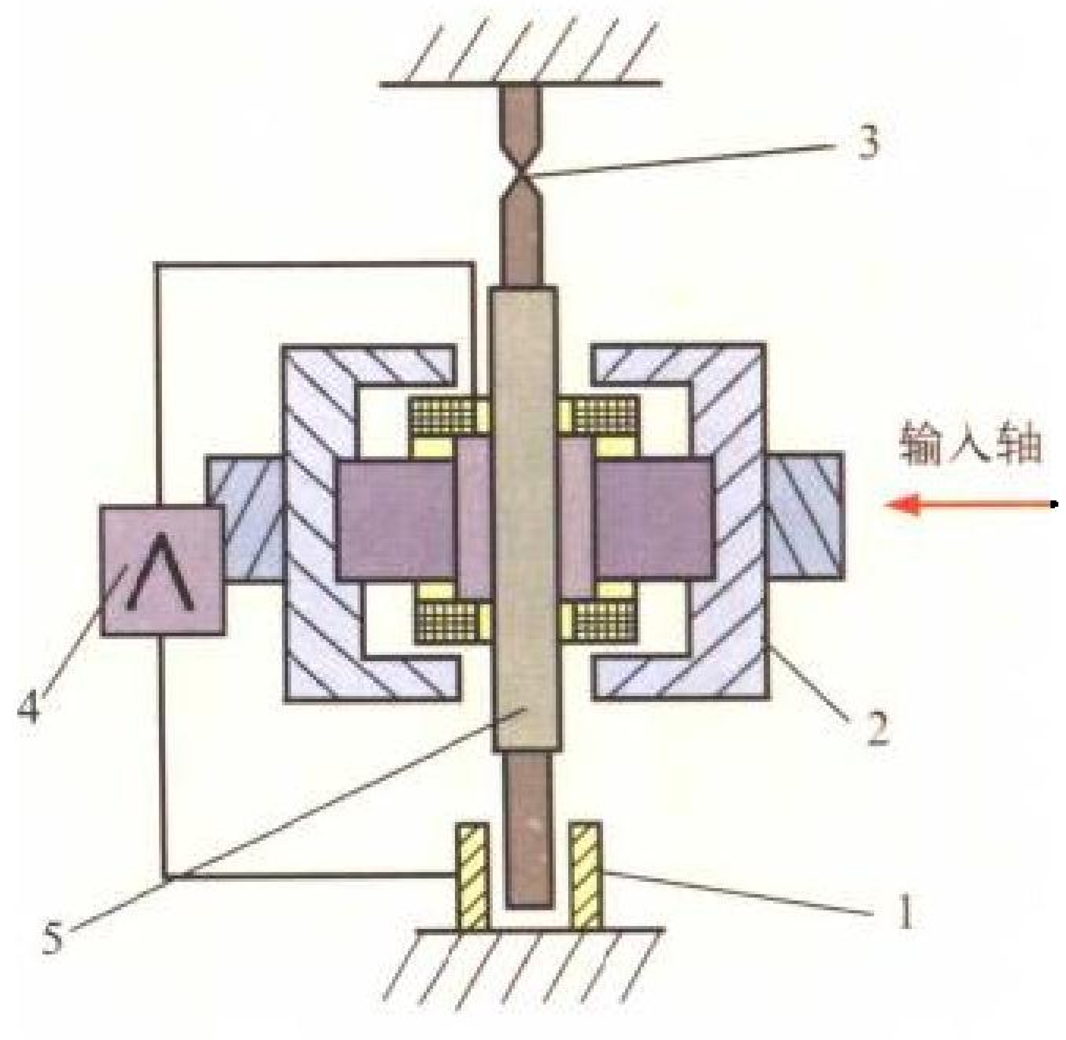


图2 在地面总磁场强度的全球等值线图上的南大西洋磁异常区



挠性加速度计原理图

1—信号传感器；2—力矩器；3—挠性支承；4—伺服放大器；5—质量摆

（撰写：高可人　王毓兰　审订：梁瑞琦）

naoxing tuoluoyi

挠性陀螺仪 flexure gyroscope 又称干式陀螺仪。转子由挠性接头来支承的陀螺仪。常见的挠性陀螺仪有轴颈式和动力调谐式两种。轴颈式由挠性杆连接驱动轴与转子，提供万向联接(见图1)，它主要由磁滞电动机、驱动轴、挠性接头、转子、信号传感器和力矩器等组成。动力调谐式由两对正交扭杆和平衡环组成，挠性接头起着支承的作用，其组成与轴颈式基本相同(见图2)。若能适当选择挠性接头的结构参数及旋转频率，则能使动力效应产生的负弹性力矩抵消掉弹性扭杆的正弹性力矩而使转子处于无力矩作用的自由转子状态。为减小阻尼力矩，陀螺仪壳体内部应抽成真空。挠性陀螺结

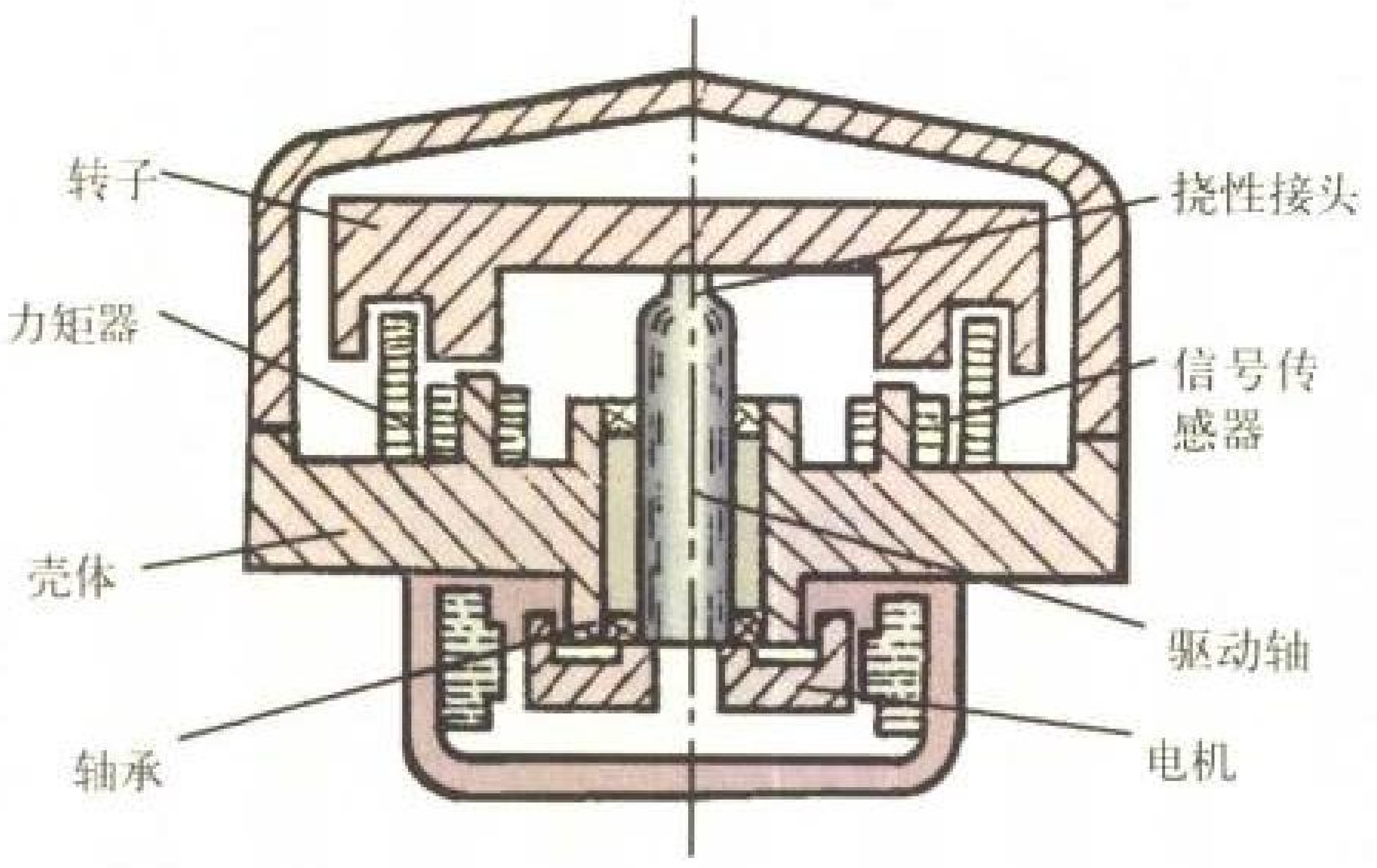


图1 轴颈式挠性陀螺仪原理图

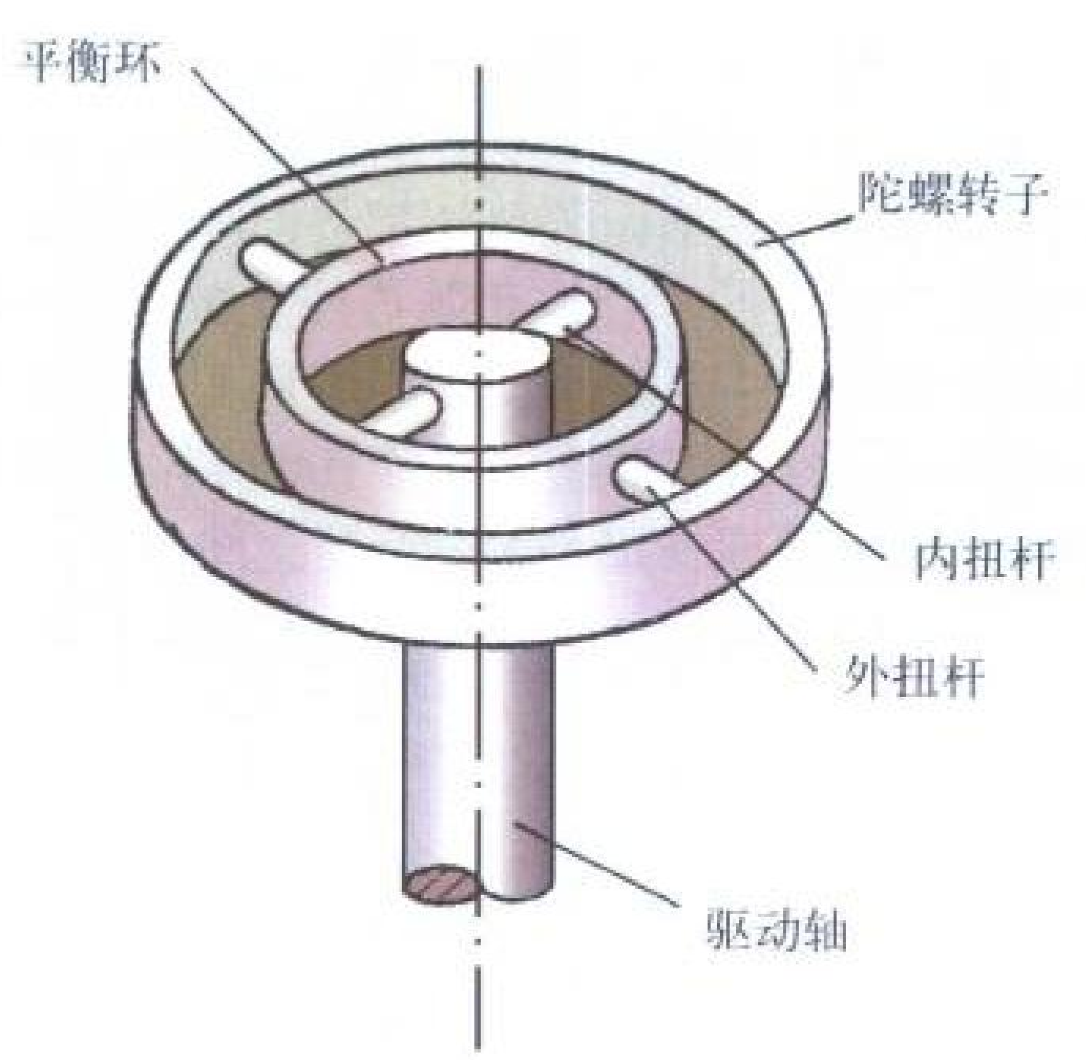


图2 动力调谐式陀螺仪原理图

构简单，加工容易，成本较低，工作可靠，但承受加速度和冲击的能力较小。挠性陀螺仪的漂移率一般为0.1°~0.01°/h。

（撰写：高可人 审订：彭 飞）

nianheji

粘合剂 binder 构成固体推进剂连续相弹性基体的一种高分子化合物。它将氧化剂、金属燃烧剂和其他添加剂粘结在一起，使固体推进剂具有一定的力学性能。它又是对推进剂能量作出贡献的一种燃料。分为热塑性和热固性两类。前者是线性高分子化合物及其塑溶胶，如双基粘合剂和聚氯乙烯粘合剂。后者是用带有活性基团的预聚物与固化剂等发生化学反应形成网络结构的高聚物和增塑剂等构成的体系，如聚硫粘合剂、聚醚和聚酯聚氨酯粘合剂、聚丁二烯粘合剂，以及饱和碳氢粘合剂、叠氮粘合剂和氟碳粘合剂等。粘合剂用量一般为推进剂质量的7%~30%。固体推进剂对粘合剂的要求是：能量特性高、使用性能好、成本低廉。

（撰写：姚润森 审订：王北海）

nianjiaoji tanxianwei

粘胶基碳纤维 viscose base carbon fiber 以粘胶纤维经过预氧化、碳化所制备的碳纤维。粘胶纤维是一种再生纤维素纤维，又称人造丝，它是利用天然纤维，如木材、麻和棉花等，经制浆粕、磺化、熟化和纺丝等处理而成。粘胶纤维曾在工业和民用生活中大量应用，尤其是在轮胎帘子线中的应用。但由于涤纶、芳纶和尼龙等纤维在轮胎帘子线中应用，加之在粘胶丝生产过程中对环境的污染不易解决，国外已很少生产。粘胶基碳纤维是最早研究成功的碳纤维。粘胶纤维的碳化率很低，一般不超过30%。粘胶基碳纤维的力学性能也很低，因此在许多领域中已被聚丙烯基碳纤维所取代。但是在宇航工业中，由于粘胶基碳纤维具有密度低(1.7 g/cm³)、热导率低(1.26 W/(cm·K))，易于高纯化(指碱和碱土金属杂质含量)等特点，所以在防热材料中大量应用。20世纪70年代，由于粘胶纤维来源困难，美国曾想用高纯聚丙烯基碳纤维代替粘胶基碳纤维，但由于无法解决材料的断裂应变问题，而未获得成功。所以粘胶基碳纤维几乎成为宇航工业中的专用纤维。除此之外在民用工业中还有特殊用途。由于粘胶基碳纤维及其织物与人体无排斥作用，所以在医学上用来制造人造关节和大面积烧伤用的护创布等。

（撰写：罗永康 审订：胡连成）

nianzhuo he lenghan

粘着和冷焊 adhesion and coldwelding 两个固体表面在远低于其熔点的温度下紧密接触且受到一定负载压力，去除负载后需施加一定反向力才能分开的现象称为粘着。粘着程度通常用粘着力表征，其数值等于刚好克服粘着的反向力。当粘着扩展到整个接触表面并足够牢固时称为冷焊。粘着和冷焊与材料的种类、温度、表面洁净程度、表面形状、负载、加载时间等因素有关。固体金属在超高真空或极高真空环境下有可能形成原子级洁净表面，使冷焊现象格外突出，称为真空冷焊。高轨道航天器在轨运行时处于超高真空或极高真空环境下，其活动部件如果发生粘着和冷焊，即使驱动力大于粘着力，也会发生动作滞后现象；如果驱动力小于粘着力，将会发生动作障碍，甚至使其失效。因此，粘着和冷焊是高轨道航天器运行的潜在威胁，须进行专门研究、防护与控制。

（撰写：张伟文 审订：薛大同）

niaochuli xitong

尿处理系统 urine regenerative system 从人体尿液中回收清洁水的系统。从尿液中提取清洁水，必须采用相变技术等复杂的技术方法。尿液处理与再生系统的技术方案有4种：(1)蒸气压缩蒸馏系统，它通过对蒸气的压缩提高其饱和温度，再把蒸气冷凝在与蒸发表面直接接触的表面上完成循环过程，从冷凝表面到蒸发表面的总热流的驱动力即来自这个饱和温度差；热流使与冷凝水量相同的水量蒸发，亦即蒸发过程几乎吸收了冷凝过程中释放的全部潜热，整个过程所消耗的能量仅为压缩蒸气和补偿系统的热机损失所失去的能量；蒸气压缩蒸馏过程是一被动式的热力过程，因此系统无需温控。由于工作过程中产生废热，工作温度略高于环境温度21~35℃，正常冷凝压力为4.8 kPa；系统采用长寿命的磁驱动装置。(2)热电膜蒸发系统，系统的主要部分是膜蒸发器和热电泵，热

电泵的性能系数达到6.0。(3) 汽相催化除氨技术，此系统根据氨和挥发性的碳氢化合物在高温下催化氧化为无毒产物而设计的；系统使用双催化床，第一反应床把氨氧化为氮气和氧化氮，把挥发性的碳氧化合物氧化成为二氧化碳和水；第二床把第一床中生成的氧化氮催化分解为氢气和氮气，一切反应产物都是无毒的。(4) 闭环空气蒸发式尿液处理系统，它通过毛细体使尿液中的水蒸发，并在闭路系统冷凝成为水。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

ningjiao tuijinji

凝胶推进剂　gel propellant　以少量凝胶剂，将约为凝胶剂用量3～1000倍量的液体组分（燃烧剂和氧化剂）凝胶化，形成的具有一定结构和性能的推进剂。凝胶推进剂分为液体凝胶推进剂、固液凝胶推进剂和固体凝胶推进剂3种。液体凝胶推进剂是在液体推进剂中加入少量凝胶剂，凝胶化形成加压下可泵送的凝胶，以改善其使用性能和安全性能；或在其中加入超细粉末高能添加剂（Li、Al、AlH_3、Be、B等）制成触变胶，用于提高液体推进剂的能量和密度。固体或固液凝胶推进剂是在固体或固液推进剂中将大量的高能液体成分，如硝酸酯类、硝基烷基醚类、硝胺基烷醚类或肼及其衍生物，通过适当的工艺将其凝胶化，用以提高能量，改善性能及制造工艺；也可制成融燃料与氧化剂于一体的膏状凝胶，在非固非液的新型发动机中使用。凝胶推进剂兼有固体推进剂和液体推进剂的优点，是一种比液体推进剂更安全，比固体推进剂更能灵活控制推力的新型推进剂，发展前景非常广阔，可用于反导弹武器和航天飞行器，也可用于石油开采等。

（撰写：李谨卫　审订：王北海）

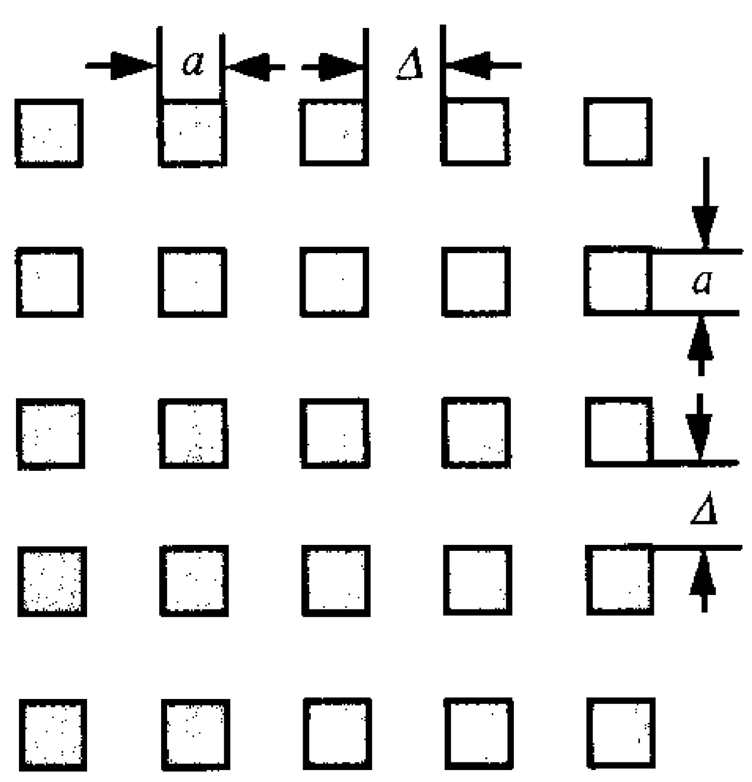
ningshi chengxiang

凝视成像　staring imaging　是用二维大规模红外焦平面阵列（FPA）探测器元数通过光学系统覆盖所要求的空域，并将景物红外辐射的空间分布通过红外探测器转换成时间序列信号，或显示出相应图像的一种获取景像红外图像信息的方法。凝视成像，对景物的光子收集效率比扫描成像高万倍以上，无运动部件，可实现高帧速成像，高性能，结构简单，体积轻小和可靠性高，是第二代红外成像系统的主要方式。凝视成像的最终效果，直接取决于FPA的规模和对它的使用方式。已知结构的FPA，填充系数值大小表示对FPA的有效利用率，填充系数ξ可用下式表示

$$\xi=\frac{1}{1+2(\frac{\Delta}{a})^2}$$

式中 a 为探测元敏感面的线尺寸；Δ 为相邻探测元之间的间隔。为减少串扰现象和扩大存储区域，Δ取值受到限制。实际应用中，采用光学微透镜阵列，或三维微扫描技术，使ξ值接近于1。

（撰写：杨应槐　审订：孙再龙）

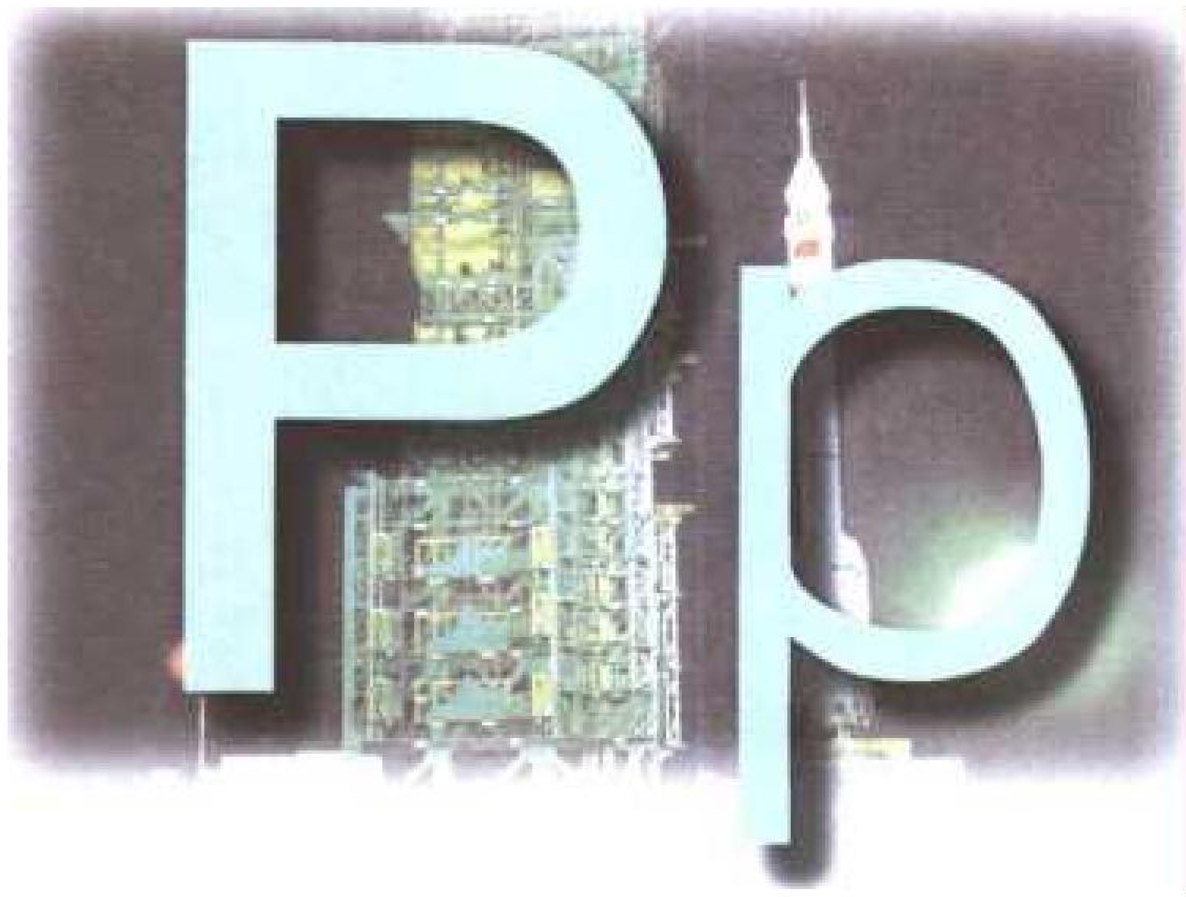


FPA 结构示意图

ningshi tanceqi

凝视探测器　staring detector　由大量光敏元件构成的、不需扫描装置就能成像的焦平面面阵探测器。目前实用的可见光或红外成像系统，大多采用单元或多元线列探测器，并通过机械扫描获取目标的辐射数据。如果大大增加焦平面上单元探测器数量，达到可以去除扫描装置的程度，成像系统就变成凝视型系统，所使用的焦平面探测器阵列就称为凝视探测器。凝视探测器一般用作目标详查和深空探测。凝视探测器是凝视系统最基本元件之一，其探测元数越多，以凝视方式摄取的图像越逼真。在凝视过程中，每个探测光敏元接收相应景物单元上的辐射，光积分的时间越长，系统信噪比越高。凝视探测器与扫描面阵器件都是面阵探测器，但在一些性能参数上是不同的。扫描面阵器件光敏元数一般不超过7万，而凝视面阵器件光敏元数已达到16万。扫描面阵器件一般积分时间短，输出帧率超过每秒1000帧；凝视器件一般积分时间长，输出帧率在每秒5～50帧之间。

（撰写：唐绍凡　审订：金志煜）



paiqi sudu

排气速度 exhaust velocity 发动机喷管出口截面的燃气速度。假定通过喷管的燃气流是一维定熵膨胀过程，给定喷管膨胀比后可以计算排气速度

$$V=\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}RT_c\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}$$

式中 V 为排气速度；γ 为燃气比热比；R 为燃气的气体常数；T_c 为燃烧室(燃气)温度；p_c 为燃烧室压强；p_e 为喷管出口压强。上式表明排气速度主要取决于推进剂能量水平和喷管扩张比。排气速度常用于计算推力

$$F=q_m V+A_e(p_e-p_{amb})$$

式中 F 为推力；q_m 为推进剂(质量)流量；A_e 为喷管出口截面积；p_{amb} 为喷管周围介质压强。喷管工作在设计高度($p_e=p_{amb}$)时的排气速度为

$$V=\frac{F}{q_m}$$

所以设计高度的排气速度等于比冲。

（撰写：宋连忠 审订：胡平信）

paiqi wuran

排气污染 exhaust pollution 火箭发动机废气排到大气中，对自然环境造成的污染。非洁净推进剂在贮存及燃烧过程中产生的部分产物具有很强的毒性。它们在发动机中燃烧或分解后排到大气中的废气，由于含有部分有毒成分，会对自然环境造成污染。废气组分比较复杂，不同推进剂的废气成分不尽相同。一般说，喷气燃料和液体推进剂产生的废气中含有二氧化碳、一氧化碳、氮氧化物、碳氢化合物、硫氧化物和碳粒，有的还含有氟化氢、五氧化二磷等有害成分；固体推进剂产生的废气中含有二氧化碳、一氧化碳、氮氧化物、



图 1 航天飞机发射时的排烟



图 2 运载火箭发射时的排烟

硫化氢、硫氧化物、氯化氢、碳粒及金属氧化物固体颗粒(如三氧化铝)等有害成分，在起动和关机时，由于燃烧不完全，废气中还会有部分推进剂组分，特别是火箭发动机试车及导弹和火箭发射时，排出的有害燃烧产物对环境的污染更为严重，但防污染治理十分困难，解决发动机排气污染最好的办法是选用洁净推进剂。

（撰写：蒋凤翥 审订：胡平信）

paosanxing shashang zengqiang zhuangzhi

抛散型杀伤增强装置 lethality enhancer of deployment type 一种结构类似于战斗部的杀伤增强装置。当拦截器飞抵目标时，在遭遇前杀伤增强装置展开，抛出相对拦截器低速飞散的金属碎片，以增大碰撞面积，提高杀伤概率。抛散型杀伤增强装置与破片杀伤战斗部没有大的界限，不同之处在于前者直接碰撞杀伤增强装置的质量较小，爆炸时产生的杀伤物质飞散速度较小，形成的半径也较小，只起到一种增强的效果。美国的“增程拦截器”(ERINT)是典型的采用抛散型杀伤增强装置杀伤目标的武器。ERINT的杀伤增强装置采用 24 块 214 g 重的破片，破片材料为钨。这些破片围绕弹体中心以低径向速度向外抛散，形成以导弹为中心的破片圆环。这些圆环有效地增大了拦截器的杀伤直径，使目标或被拦截器本体碰撞或被破片击中。低速向外扩散破片方案的一个主要优点是可减小破片分布对引信引爆时间误差的敏感程度。该杀伤增强器长 127 mm，质量 11.1 kg。

（撰写：陈 萱 审订：张志鸿）

peidian xitong

配电系统 power distribution system 输送与分配电能的系统。航天工程中配电系统一般分为弹(箭、星)上配电系统和地面配电系统。弹上配电系统是指弹上电源或汇流条到用电设备各端点之间的控制、分配和指示电路及其连接电网；地面配电系统是指对地面电源的控制、分配和对弹上配电系统的操作控制电路及其连接电网。多数导弹在发射时，配电系统能够自动将地面供电转为弹上供电。它主要由配电装置、电缆、接线装置、电路保护装置、搭接和防干扰装置以及二次电源等组成。直流配电系统常采用浮地双线制和以弹体或大地为共地的单线制。双线浮地供电不仅提高了供电的安全性，还提高了电磁兼容性；单线制相对简单，有利于减小体积和质量。当弹上电源多于两个时，按电源设备之间的电路连接情况可分为集中式、分散式和混合式配电系统。分散式配电系统电源的电能分别输送到各自的配电装置，它适用于电路分支多、各用电设备对电源性能要求相差大的情况。集中式配电系统将各电源的电能集中到中央配电装置，统一分配给各用电设备，其优点是当某一电源发生故障时，用电设备仍能从其它正常工作的电源获得电能。混合式配电系统首先将各电源的电能集中到中央配电装置，而后将电能经若干个分配电装置或直接输送给用电设

备。它兼有集中配电与分散配电的优点。

（撰写：杨家瑞　陆寿茂　审订：严殿启）

peiqitai

配气台 gas distribution board　根据供气要求对气体进行调节、控制和分配的配气设备。除配气台外，配气设备也可采用配气箱和配气板等结构形式。配气台按用途又可分为气源库配气台、弹体／箭体配气台、弹头配气台和卫星配气台等，按介质还可分为空气配气台、氮气配气台、氦气配气台、低温配气台和常温配气台等。配气台主要用于向导弹、火箭和卫星提供配气。它是地面供气系统中的主要设备之一，一般由气路、电路和台架等部分组成。气路部分是配气台的主要组成部分，用以完成供配气与测试任务，通常由过滤器、减压器、安全阀、手动截止阀、电磁阀、压力信号器和压力表等元件经管道连接而成。电路部分只是导弹／火箭地面电气控制的一部分，不能独立工作，主要用于电控与测量，通常由电磁阀、压力信号器、开关、指示灯、电阻器和接插件等元件经导线连接而成。台架是气路和电路元件的支撑件，并起保护作用，由骨架、面板和蒙皮等组成。

（撰写：陈儒志　审订：蔡连贵）

penguan

喷管 nozzle　处于发动机尾部，将流体热能和压力势能转变为动能并控制燃气流量的变截面管道。它是喷气发动机的重要组件。它的主要功能是将流体工质加速喷出，产生反作用推力。喷管按喷射流体的速度可以分为亚声速和超声速喷管。亚声速喷管为收敛形状，最大出口速度为出口截面的临界声速，如图1所示。超声速喷管为收敛扩张形状，最大出口速度为出口截面的超声速，如图2所示。在超声速喷管中，有锥形喷管和钟形喷管，通称为拉瓦尔喷管；还有塞式喷管和膨胀偏转式喷管等。在火箭发动机上最常用的为拉瓦尔喷管。固体火箭发动机喷管内衬采用不冷却的抗烧蚀非金属复合材料做成。一些不注重能量转换效率的火箭发动机的喷管常做成单孔或多孔形式，这类喷管也称为喷嘴。大、中型液体火箭发动机喷管一般用易冷却的金属材料做成，而微、小型液体火箭发动机喷管用不需冷却的耐高温合金做成。

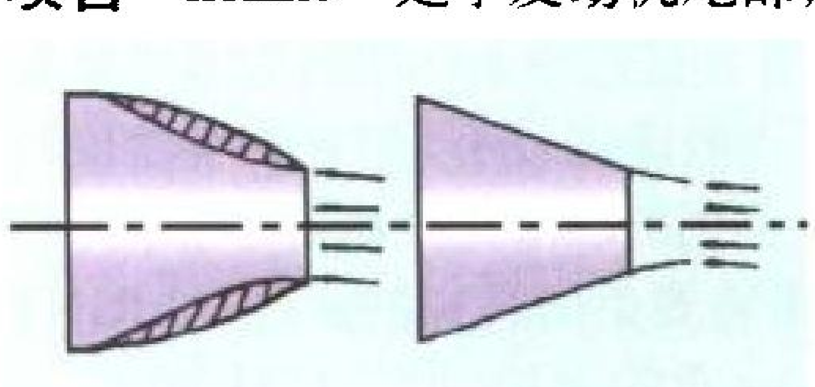
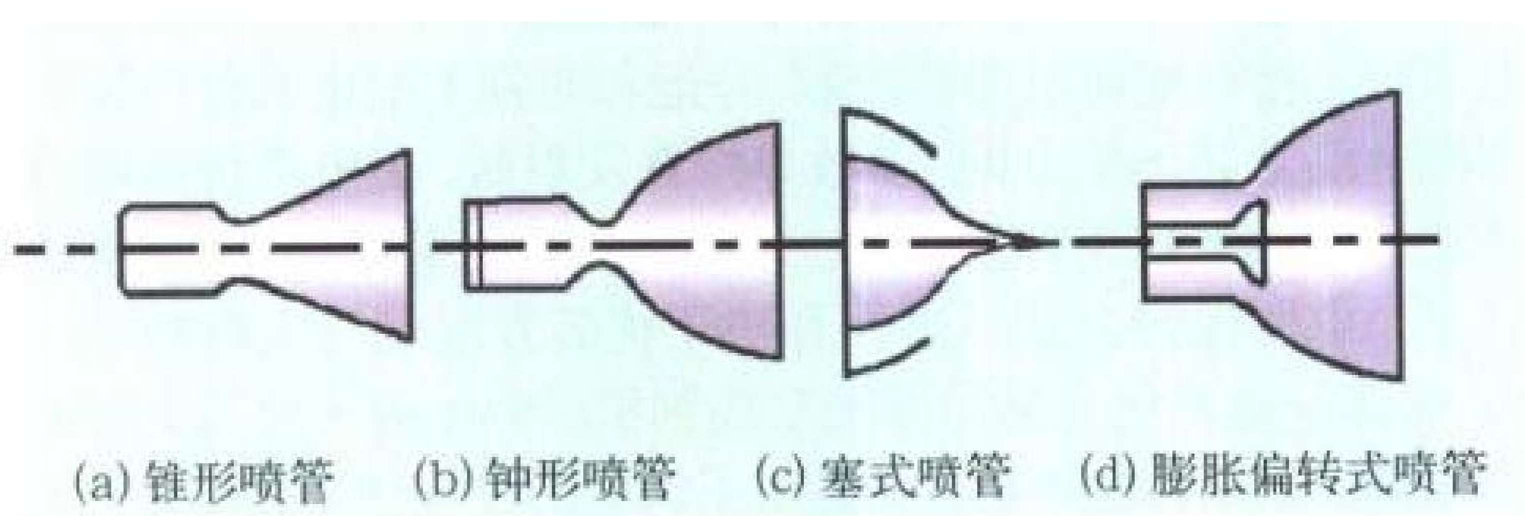


图1 亚声速喷管



(a) 锥形喷管　(b) 钟形喷管　(c) 塞式喷管　(d) 膨胀偏转式喷管

图2 超声速喷管

（撰写：仲瑞昌　审订：黄坚定）

penguan baidong liju

喷管摆动力矩 nozzle deflecting torque　使喷管摆动的作动力和力臂的乘积。为了使喷管摆动，必须在喷管上加一外力，相对喷管的摆心或摆轴构成一个作动力矩，该作动力矩的大小取决于喷管摆动时所要克服的阻力矩。喷管阻力矩是由多种分力矩组成的，以目前国内外常用的柔性摆动喷管为例，其摆动力矩包括弹性力矩、摩擦力矩、偏位力矩、惯性力矩、重力力矩、防热套力矩、内气动力矩及外气动力矩等。这些分力矩中有的可以计算，并可用实验来验证；有的只能依靠实验来测定。不同种类的摆动喷管（如单轴摆动喷管、柔性喷管、珠承喷管、球窝喷管、液浮喷管等）摆动同样的角度其摆动力矩都不相同，甚至相差较大，各分力矩所占的比例也不相同，这就会导致使它们摆动的伺服系统的结构质量有较大的差别，也影响到整个控制系统的性能。因此，在使用摆动喷管时，在保证可靠性和经济性的条件下，要尽可能选择摆动力矩较小和摆动特性好的喷管。

（撰写：胡善忠　审订：黄坚定）

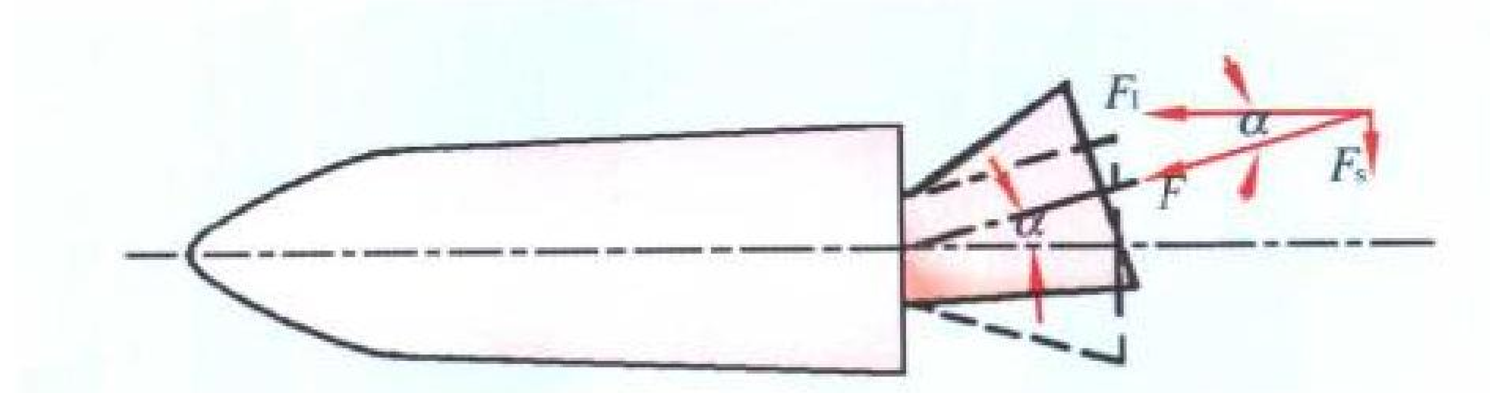
penguan baidong sulü

喷管摆动速率 nozzle deflecting rate　根据推力矢量控制频率特性等所确定的喷管每秒摆动的角度值。在确定摆动速率时，要考虑多方面的因素，例如摆动喷管的固有频率，导弹或运载火箭整个控制系统的频率特性及其模态特征等。选取摆动速率范围时要避开各相关系统可能发生共振的点，并满足导弹或运载火箭的弹道控制和姿态校正的速率和精度等方面的要求。一般远程固体弹道式导弹发动机喷管的最大摆动速率为40°/s，而地空等机动性要求高的导弹要求喷管具有更高的摆动速率。喷管摆动速率直接影响到对操纵喷管摆动的力矩的要求。摆动速率高使与速率成正比部分的摩擦力矩增大；另外，高摆动速率在换向或大小变化过程中摆动加速度也必然增大，这将使摆动的惯性力矩增大。这些力矩的增大将增加对伺服系统功率和输出力矩的要求。

（撰写：黄坚定　审订：刘志武）

penguan baijiao

喷管摆角 nozzle deflection angle　喷管摆动时可动部分轴线与发动机轴线之间的夹角。如图所示，使喷管摆动一定的角度 α，改变了气流方向，产生一定大小的侧向力 F_s，可以满足飞行器制导和稳定的要求。喷管摆动一定角度是固体火箭发动机实现推力方向控制常用的方法。柔性喷管、珠承喷管、球窝喷管、液浮喷管等都可以实现喷管的全轴摆动，而单轴式的摆动喷管只能实现一个方向的摆动。喷管摆角在满足导弹或运载火箭对控制力要求的前提下应尽可能小一些，这样摆动力矩和有关喷管的结构尺寸也可以小一些，以减轻伺服系统和喷管的结构质量。喷管的最大摆角是由火箭或导弹总体设计部门根据需要提出的。对于弹道导弹，在单喷管的情况下，第一级发动机喷管最大摆角一般为8°左右，第二级最大摆角为6°左右，第三级最大摆角为4°左右；对于潜地弹道导弹的第一级发动机，由于要纠正出水后的较大姿态干扰，最大摆角可能还要大一些。



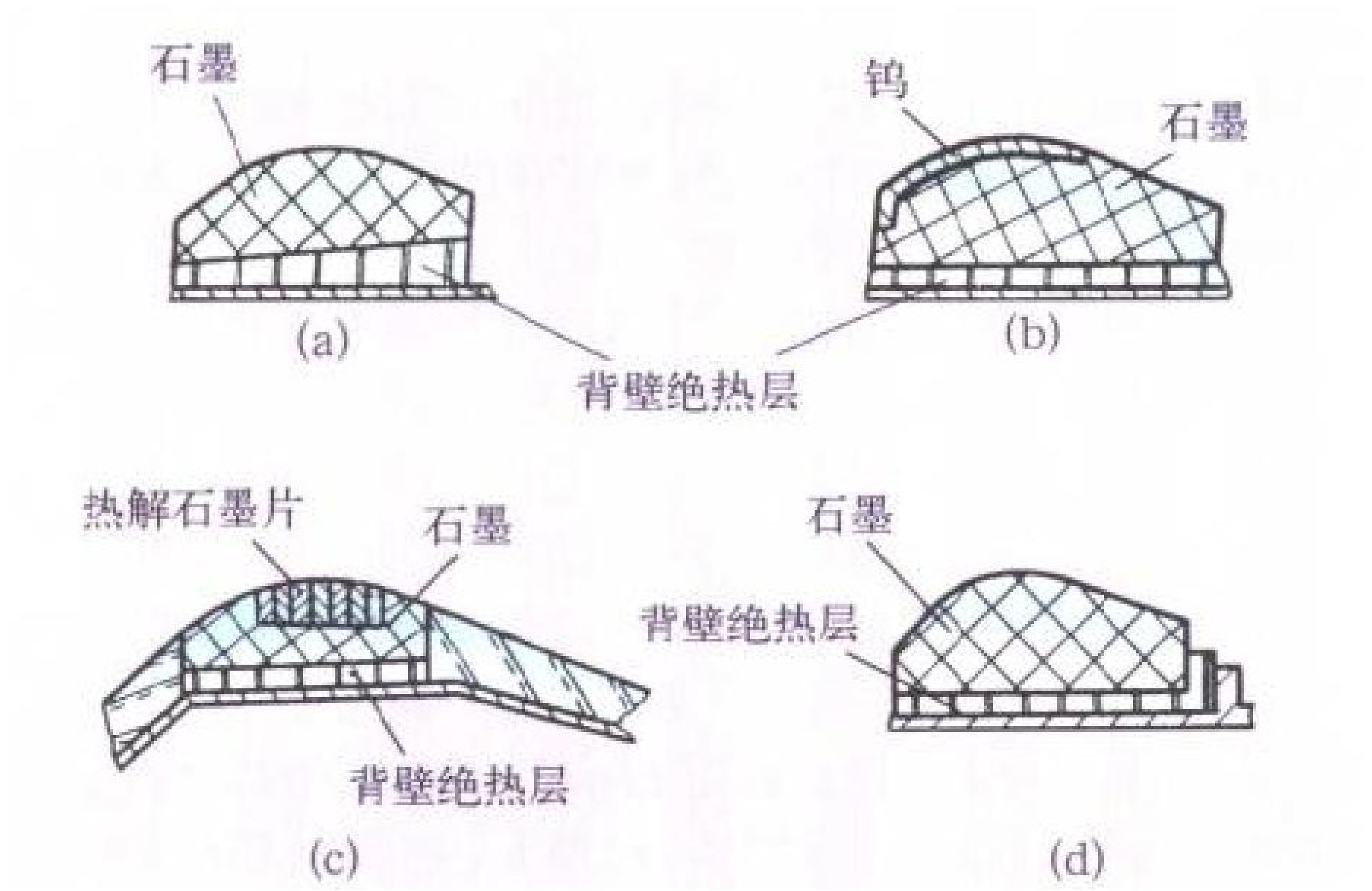
火箭发动机喷管摆角示意图

F—发动机总推力；F_l—发动机轴向推力；F_s—发动机横向推力

（撰写：胡善忠　审订：黄坚定）

penguan houchen

喷管喉衬 nozzle throat insert 镶嵌在喷管喉部的衬套。喷管喉部受高温、高压、高速气流的冲刷和烧蚀，是固体发动机中受热最严重、工作条件最恶劣的部位。喉衬的烧蚀将影响固体火箭发动机的工作状态，该部位的材料要求具有熔点高、导热率大、膨胀系数小、烧蚀率低、高温机械性能好、热和机械冲击感度小等性能，达到抗冲刷、抗烧蚀、喉部型面完整、喉径变化小的目的。常用的喉衬材料有：(1) 增强塑料，如石墨布／酚醛、碳布／酚醛及高硅氧／酚醛等，一般用在工作时间较短、喉径大的助推发动机上；(2) 难熔金属，如钨、钼、钨渗银、钨渗铜及等离子喷钨等，一般用在中能推进剂、工作时间长、喉径中等又不允许烧蚀的发动机上；(3) 石墨材料，如高强石墨、高强高密石墨、热解石墨及渗铜石墨等，一般用在中低能推进剂、工作时间较短、喉径较小的发动机上；(4) 碳／碳复合材料，分为碳毡型和碳纤维编织型，这种材料不但耐高温、抗烧蚀，并且高温综合机械性能好，适用于中高能推进剂、工作时间长的大中型发动机上；(5) 陶瓷材料和碳／陶瓷复合材料，是正在发展中的新型材料。



喷管喉衬

(a) 锥面配合结构的喉衬组件 (b) 钨／石墨复合喉衬组件

(c) 热解石墨镶嵌式复合喉衬 (d) 柱面配合结构的喉衬组件

（撰写：黄坚定 仲瑞昌 审订：刘志武）

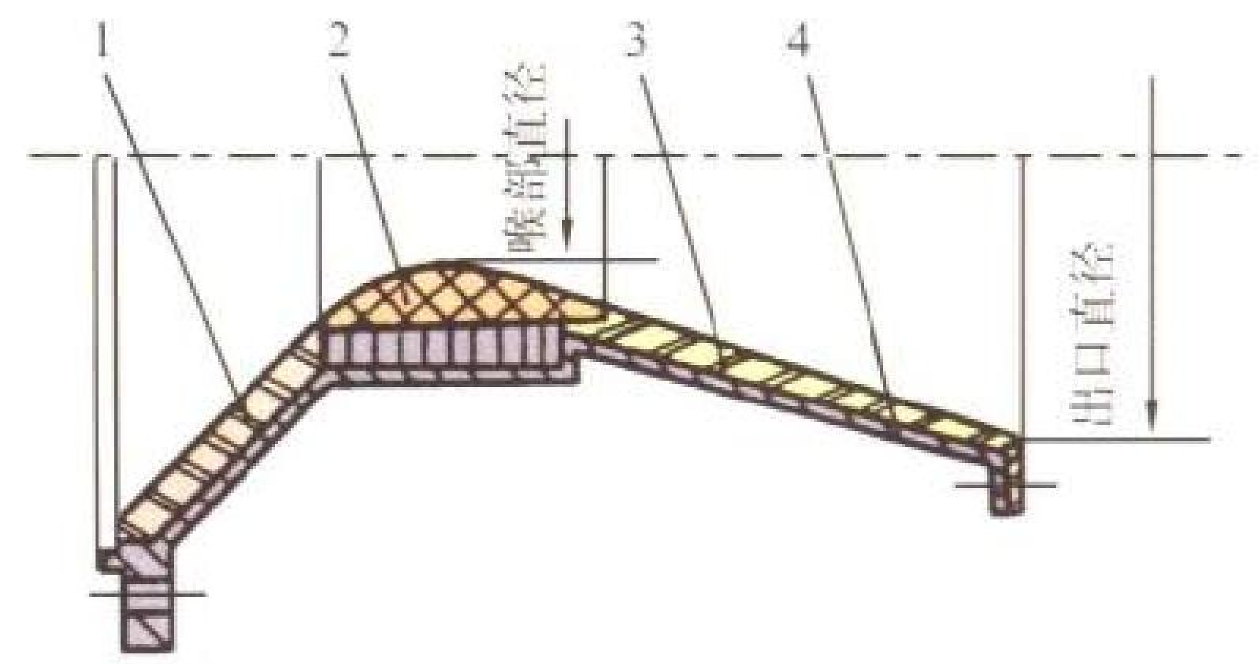
penguan kuozhangbi

喷管扩张比 nozzle area expansion ratio 喷管出口截面积与喉部截面积之比。其值愈大，燃气膨胀比也愈大。典型喷管结构如图所示。在不考虑附面层、两相流、热扩散、化学不平衡等因素的理想状态下，燃气压强比与喷管扩张比之间的关系为

$$\frac{A_e}{A_t}=\frac{\Gamma}{\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{1}{\gamma}}\sqrt{\left(\frac{2\gamma}{\gamma-1}\right)\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}}$$

$$\Gamma=\sqrt{\gamma}\left(\frac{2}{1+\gamma}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

式中 A_e 为喷管出口截面积；Γ 为比热比 γ 的函数；p_e 为喷管出口压强；A_t 为喷管喉部截面积；p_c 为燃烧室燃气压强；γ 为燃气比热比。选择合适的扩张比是喷管设计的重要内容，它关系到发动机产生推力的大小和综合性能的优劣。喷管扩张比应根据发动机工作所在空间的高度、结构尺寸和结构质量等方面综合优选。增加扩张比是提高火箭发动机高空性能的有效途径。目前，发动机喷管的扩张比已达到和超过100∶1。



一种典型喷管的结构图

1—收敛段绝热烧蚀层；2—喉衬组件；3—扩张段绝热烧蚀层；4—壳体

（撰写：胡善忠 审订：黄坚定）

penguan kuozhangduan

喷管扩张段 nozzle divergent cone 喷管喉部至喷管出口的部分。扩张段将喉部的声速燃气流膨胀加速成超声速流，将高温燃气的能量最大限度地转变为动能，产生推力。喷管扩张段有锥形和钟形两种。它的壁面形状、表面粗糙度和扩张角大小对喷管效率影响很大。一般中、小型批量大的战术型号发动机喷管大多采用直锥形扩张段，其扩张半角为12°~20°，标准的为15°，虽然烧蚀偏大，效率偏低，但经济性好，适于大批量生产。大、中型战略型号固体火箭发动机喷管一般都采用近似流线的钟形扩张段，其初始扩张半角为24°~36°，出口扩张半角为12°~18°。钟形扩张段又分为双圆弧形（图1）、抛物线形（图2）和近似特征线形。对中、小型发动机喷管，扩张段绝热层材料一般采用高硅氧/酚醛模压或缠绕材料；大、中型发动机喷管的扩张段只采用内层为碳布／酚醛、外层为高

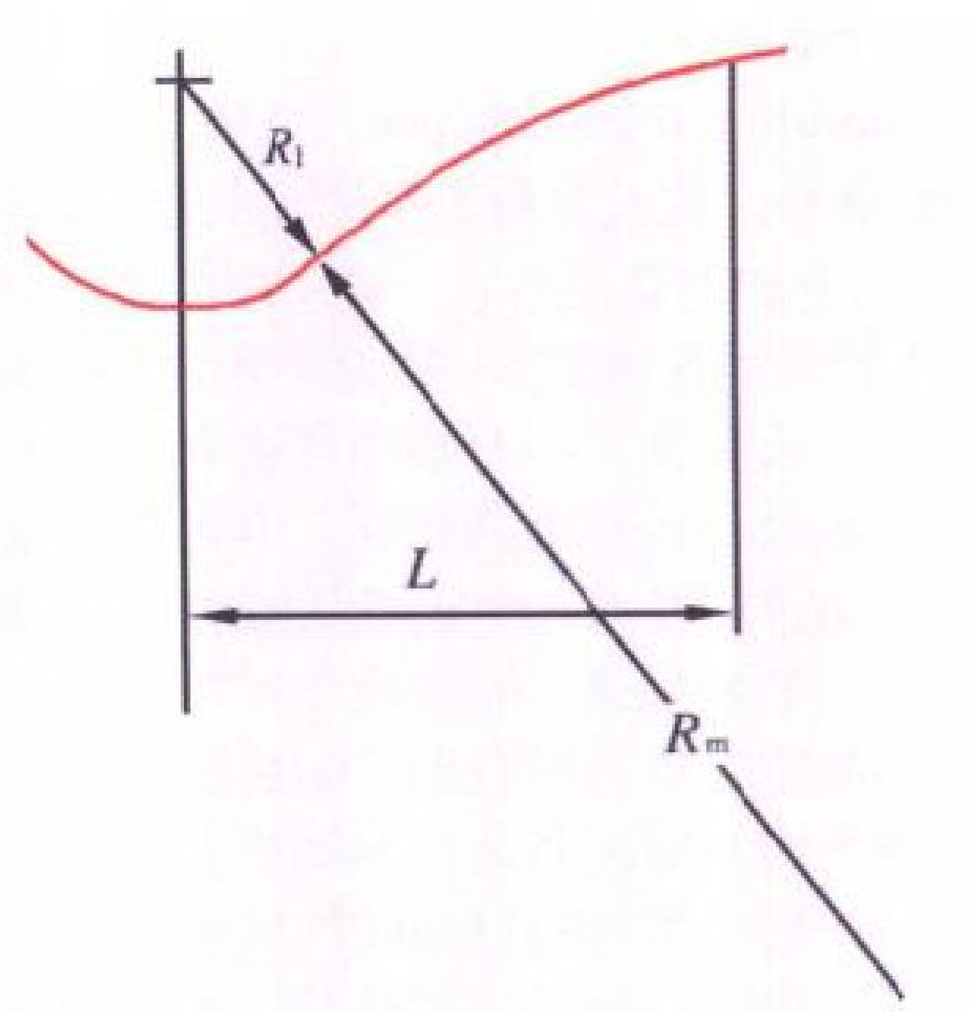


图1 双圆弧喷管型面

R_1，R_m—双圆弧的圆弧半径；L—扩张段长度

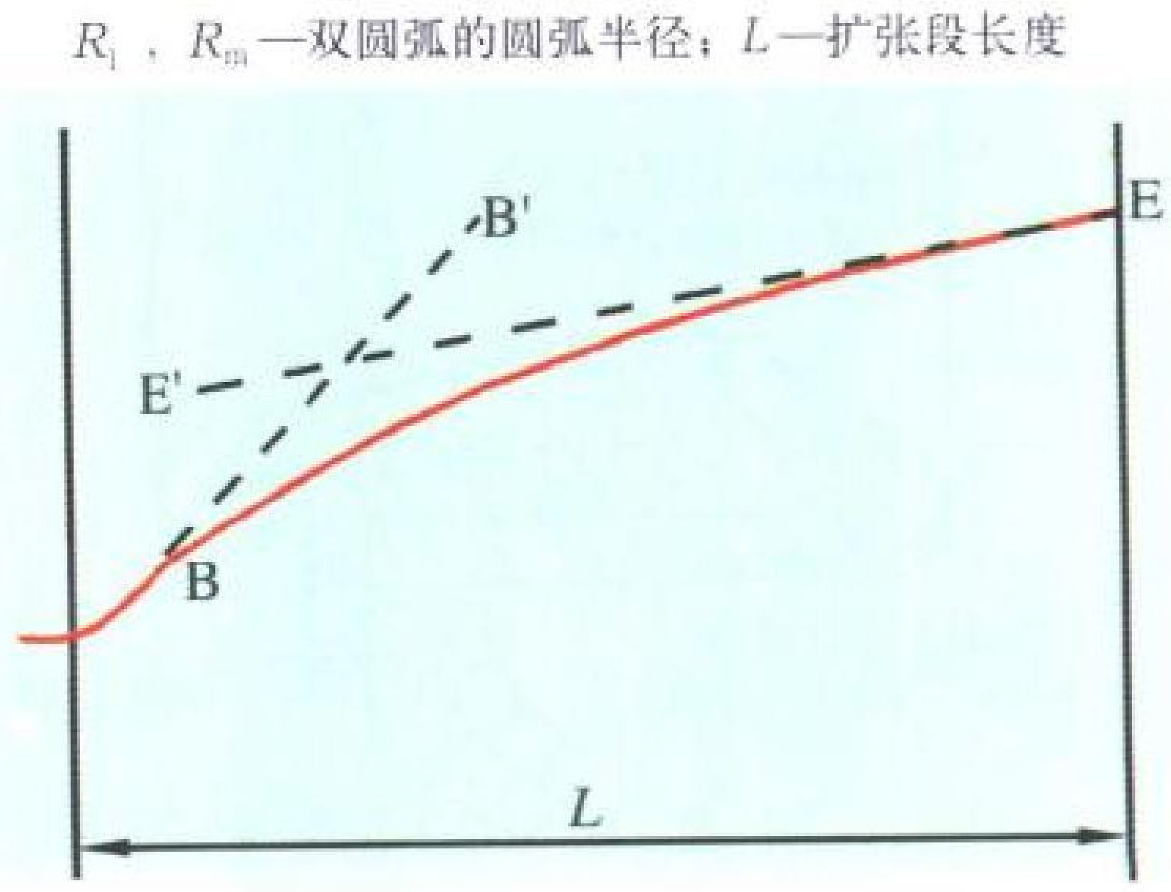


图2 抛物线型面

BB'—喷管扩张段入口切线；EE'—喷管扩张段出口切线；L—扩张段长度

P

硅氧／酚醛的复合缠绕材料。也有的喷管扩张段采用花瓣铺层或两维编织的碳／碳复合材料。

（撰写：仲瑞昌　审订：黄坚定）

penguan shaoshi

喷管烧蚀　nozzle ablation　在热气流作用下，由热化学和机械过程引起的喷管材料质量流失（材料耗损）或碳化现象。火箭发动机喷管的烧蚀材料可在热流作用下发生分解、熔化、蒸发、升华、碳化和侵蚀等物理和化学变化，借此消耗材料表面大量热量，达到冷却喷管的目的。按烧蚀机理分类，烧蚀材料有升华型，如特氟隆、石墨和碳／碳复合材料；熔化型，如石英玻璃类和高硅氧玻璃钢；碳化型，如纤维增强酚醛复合材料。前二者属于高密度型（>1 g/cm³），后者属于低密度型（0.2～0.9 g/cm³）。通常还将低密度烧蚀材料作充填剂，填充于玻璃钢蜂窝内，形成复合结构。用烧蚀材料制造火箭发动机的喷管，可以有效地起到喷管的防热作用。

（撰写：高仲华　审订：谢光选）

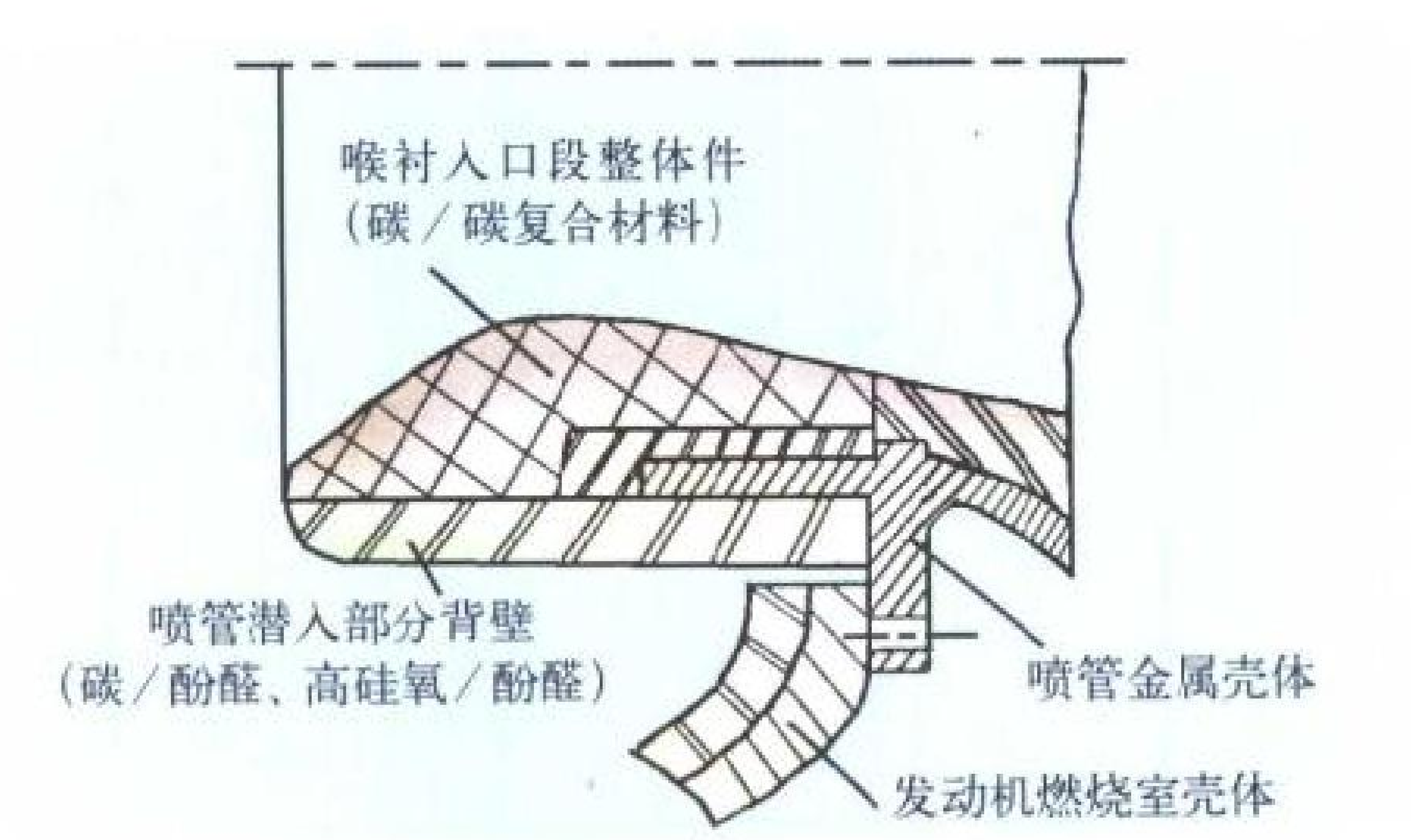
penguan shoulianbi

喷管收敛比　nozzle area convergent ratio　喷管入口截面积与喉部截面积之比。收敛比主要由连接喷管的入口尺寸所决定。非潜入喷管的喷管入口尺寸主要由燃烧室内径决定；潜入喷管的喷管入口尺寸一般远小于燃烧室内径，但一般应大于药柱的内径。喷管入口尺寸要考虑收敛比不能取得太小。收敛比小，入口气流速度大，会增大对喷管入口部位的烧蚀。收敛比常取 3 以上。

（撰写：胡善忠　审订：黄坚定）

penguan shoulianduan

喷管收敛段　nozzle convergent cone　从喷管入口（或燃烧室出口）至喉部的部分。收敛段将很小速度的燃气流逐渐加速，到喉部达到声速。它的内壁面形状一般采用圆锥形，如图所示。一般中、小型喷管采用直锥面形，收敛半角为30°～60°；大型喷管采用曲线形。收敛角大小对烧蚀冲刷有一定影响，收敛角过大，会造成收敛段较严重的烧蚀，但对喷管效率影响不大。固体火箭发动机的非潜入普通喷管的收敛段绝热层材料一般采用高硅氧／酚醛和碳／酚醛模压材料或它们两种的复合模压材料，小型喷管也可用石棉／酚醛模压材料。潜入喷管收敛段部分燃气流动情况复杂，冲刷严重，其内、外壁面都要受热，内侧一般采用与喉衬相同的抗烧蚀材料，可与喉衬作成一个整体；潜入部分外侧防热层一般采用高硅氧布／酚醛或高硅氧布／酚醛与碳布／酚醛的复合缠绕材料。



潜入喷管收敛段结构

（撰写：仲瑞昌　审订：黄坚定）

penguan xiaolü

喷管效率　nozzle efficiency　实际推力系数与理论推力系数之比。喷管效率可用下式表示

$$\eta_n=\frac{C_{Fex}}{C_{Fth}}=\frac{F/(p_c\cdot A_t)}{C_{Fth}}$$

式中 η_n 为喷管效率；C_{Fth} 为理论推力系数，可由计算得到；C_{Fex} 为实际推力系数，由实际测量的推力 F、燃烧室压强 p_c 和喷管喉部截面积 A_t 求得。喷管效率是评价喷管设计和制造完善程度的重要指标。喷管效率与以下各种损失有关：(1) 喷管出口燃气径向分速损失，也称扩散损失；(2) 燃气中含有固、液颗粒造成的两相流损失；(3) 燃气在喷管壁面上的摩擦损失；(4) 燃烧产物非绝热流动损失；(5) 附面层引起的燃气收缩损失；(6) 局部激波损失；(7) 化学动力学损失；(8) 喷管潜入燃烧室内引起的潜入损失。喷管在过膨胀和欠膨胀的非设计状态下工作，也直接造成推力损失。对于一般设计合理的喷管，其效率 $\eta_n\approx 0.93\sim0.98$。

（撰写：王树声　仲瑞昌　审订：黄坚定）

penhou

喷喉　nozzle throat　拉瓦尔喷管的最小气流通道截面处，此截面处的气流速度为当地声速。喷管喉部面积是确定火箭发动机燃烧室工作压强的主要参数。为使火箭发动机燃烧室工作压强一定，需要保持喷喉面积不变或在允许范围内变化。喷喉区域包括收敛段的结束部分和扩张段的初始部分。大量试验证明，喉部形状设计不合理会造成发动机比冲的损失。喉部曲率半径与喷管效率的关系的典型试验结果如图1所示。曲率半径 r_c 越大，喷管效率越高，当 $r_c/r_t\geqslant 1$（r_t 为喉部半径）时，损失较小。有时由于结构布局和工艺的要求，喉部上、下游设计成两个不相等的曲率半径，如图 2 所示。喉部下游半径 r_{c2} 对喷管扩张段壁面烧蚀有明显影响。r_{c2} 增大，初始扩张区下游烧蚀减轻，但 r_{c2} 加大会使喷管加长，增加喷管质量。因此应合理选取喷管喉部上、下游的过渡圆弧。喷喉常做成一个圆柱段，如图3所示。圆柱段一方面在加工时容易测准喉径，另一方面也有利于在发动机工作时保持喉径不变或变化较小。圆柱段不宜过长，一般中小型喷管取2～5 mm，大型喷管取10～20 mm。

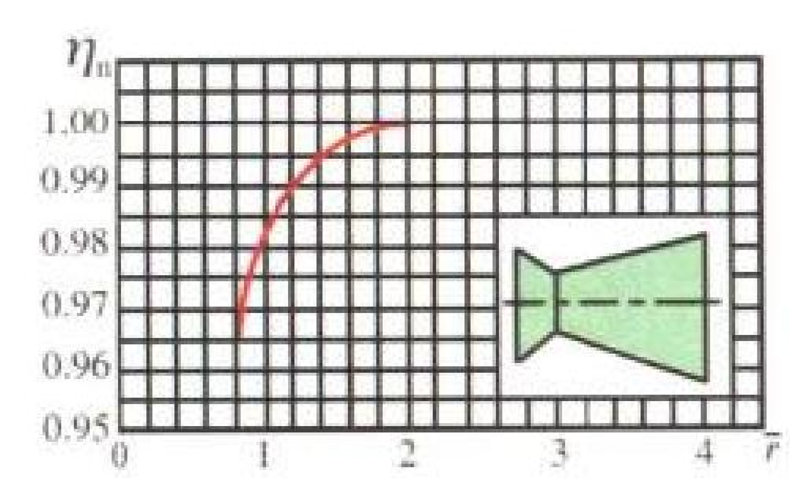


图 1　喷管喉部曲率比（$\bar{r}=r_c/r_t$）与喷管效率 η_n 的关系

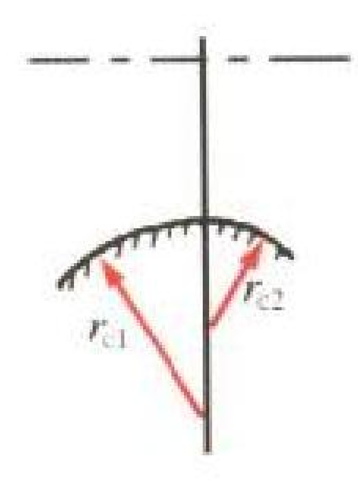


图 2　上、下游曲率半径不相等的喉部形状

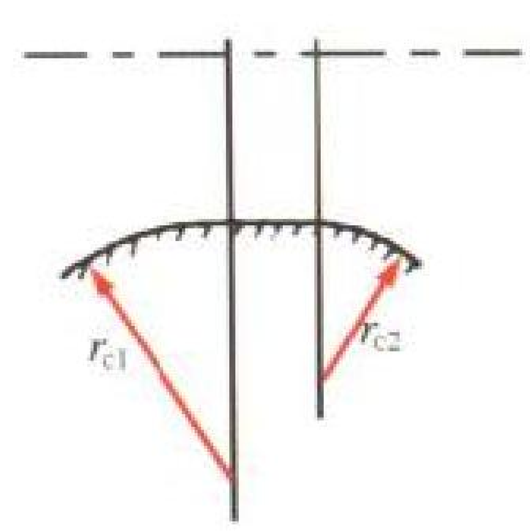


图 3　带有圆柱段的喉部形状

（撰写：仲瑞昌　审订：黄坚定）

penhou ketiao penguan

喷喉可调喷管 adjustable throat nozzle 喉部面积在一定范围内可调节的喷管。它的具体结构方案是利用轴向移动的梨形锥实现喉部面积调节，如图1所示。这种喷管可根据环境温度，在发动机点火工作以前调节喉部面积，以满足发动机内弹道性能要求。这种喷管本身结构复杂，调节锥位于喷管中心，工作条件非常恶劣，设计时要从材料、结构上考虑抗高温、高速燃气流的冲刷、烧蚀等问题，且推力损失较大。它一般用在工作时间短的中、小型助推发动机上。另一种调节喷喉的办法是在喉部设置环形径向气流口的气动法，如图2所示。调节径向气流的强弱，可改变喷喉的有效面积。这种气流调节系统可以根据指令要求随时进行调节，但系统比较复杂，实际应用困难较大。

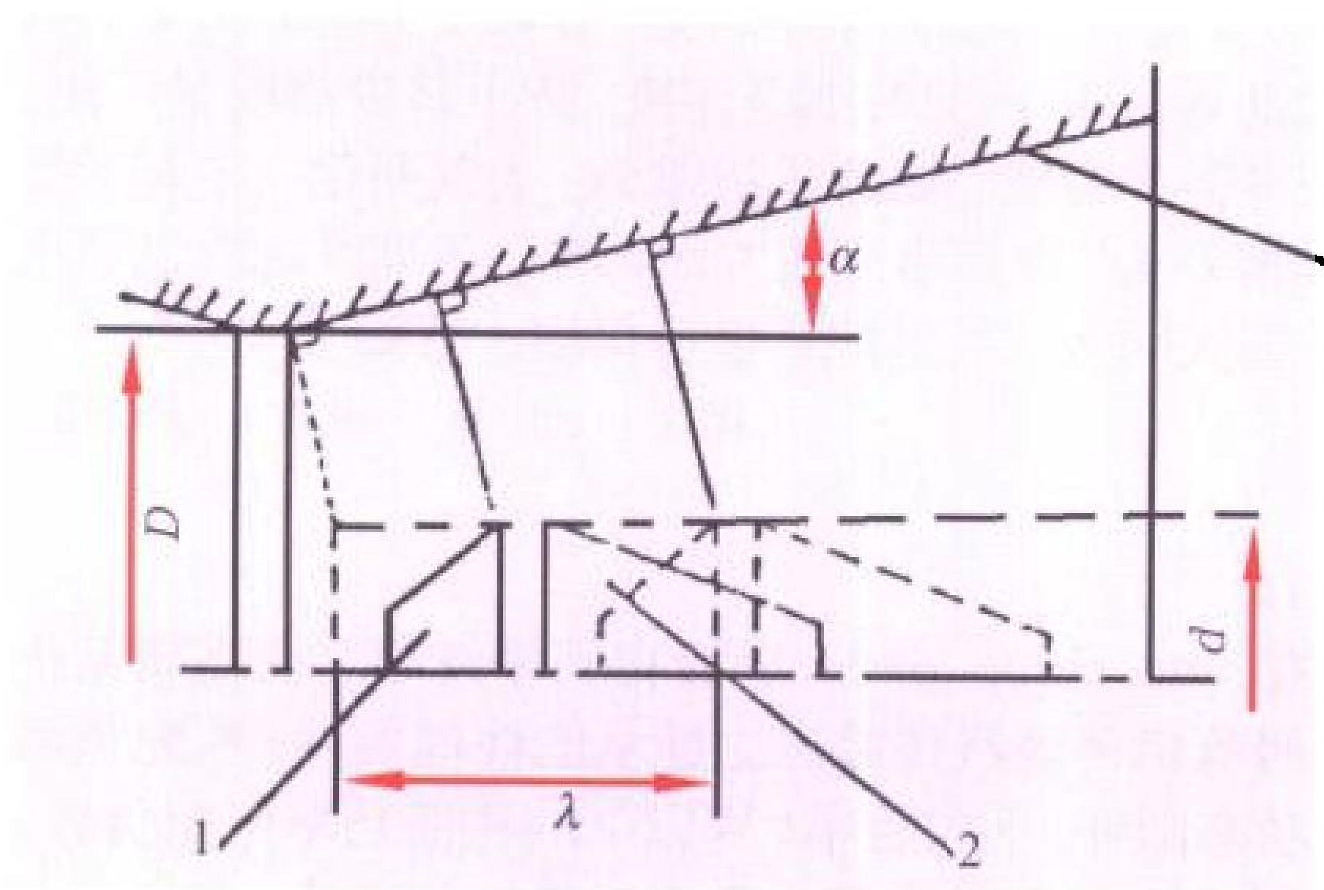


图1 机械调节喷喉

1—前锥体；2—后锥体；3—喷管本体；D—喷喉直径；d—梨形锥直径；λ—梨形锥行程；α—喷管扩张半角

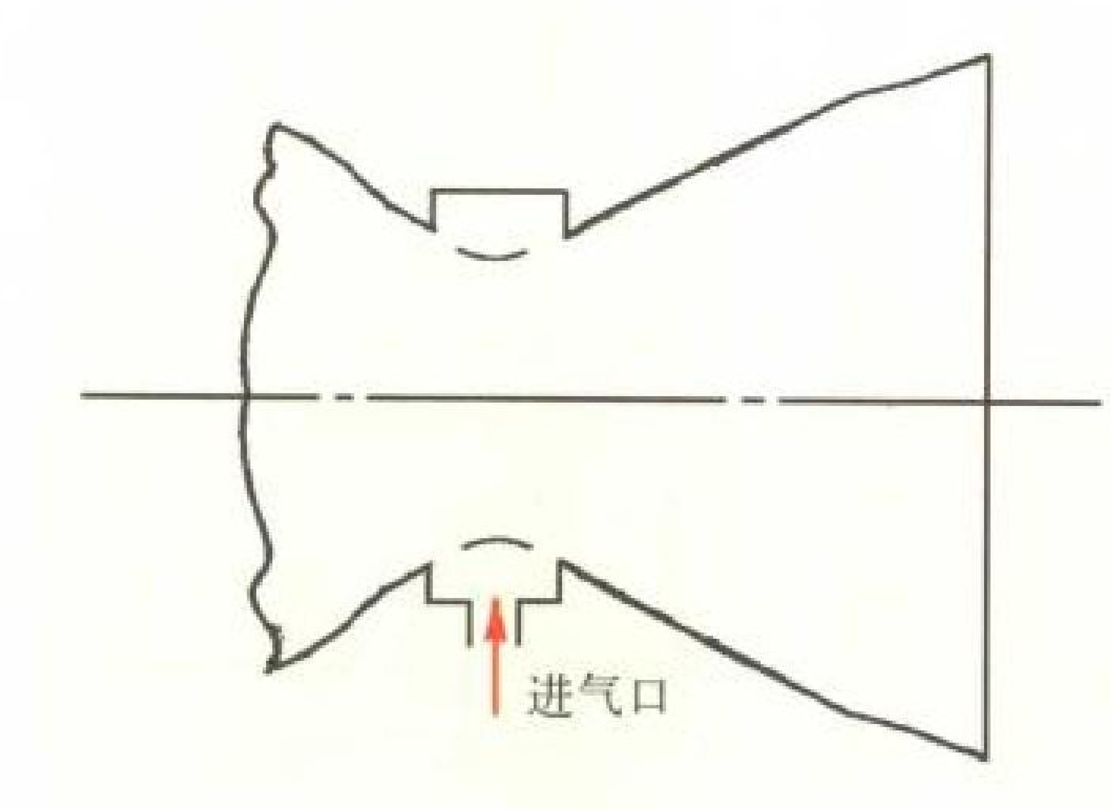


图2 气动调节喷喉

（撰写：仲瑞昌 审订：黄坚定）

penqi kongzhi

喷气控制 jet control 又称喷气反作用控制。由飞行器控制系统发出控制指令，改变发动机推力方向与大小，或启动与关闭辅助喷气推力装置，来获得需要的控制力矩的控制方式。前者又称推力矢量控制，其作用是使飞行器作俯仰、偏航或滚转运动，以实现按预定轨道的飞行；后者用于运载火箭末级、导弹弹头和各类航天器的姿态控制，有时也用于推进剂沉底、速度修正、轨道修正和位置保持。常用的推力矢量控制类型有6种：(1) 主发动机摇摆；(2) 游动发动机；(3) 摆动喷管；(4) 涡轮排气管摆动；(5) 燃气舵；(6) 二次喷流。常用的辅助喷气推力装置有3种：(1) 姿态控制发动机；(2) 冷气推力器；(3) 燃气推力器。

（撰写：刘恒振 审订：宣 平）

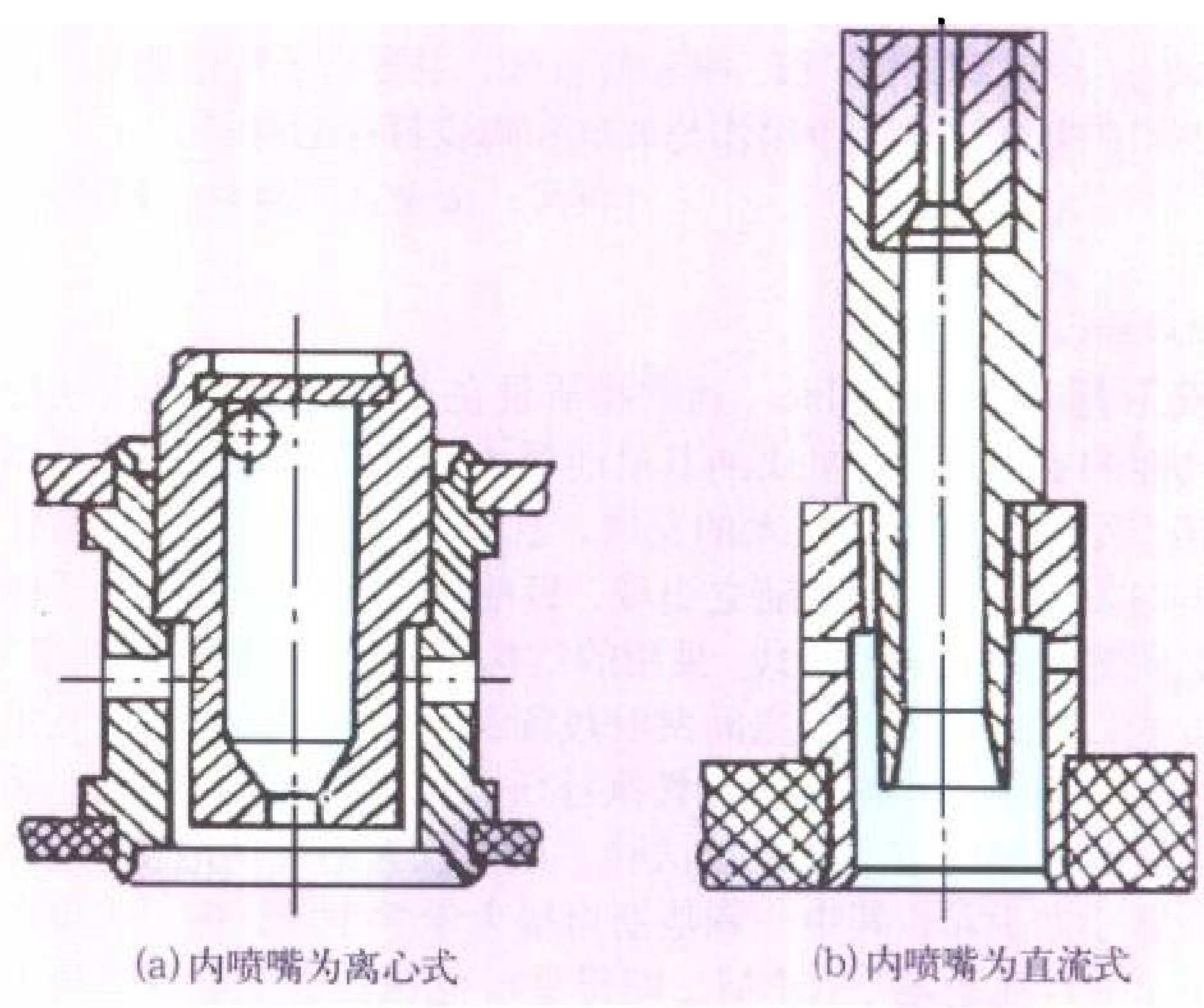
penqi zhixing jigou

喷气执行机构 jet actuator 所产生的高速气流从航天器内喷射出去，对航天器产生反作用力或力矩的装置或系统。通常喷气执行机构以冷气或化学推进剂产生热气为工作介质。高速气流对航天器产生的反作用力，在控制器的控制下，可用于航天器的轨道捕获、轨道维持和轨道控制；在控制器形成的控制律的控制下，可控制航天器绕其质心转动，即对航天器进行姿态控制。喷气执行机构一般由容器（高压气瓶或贮箱）、阀门、传感器和推力器组成，可分为冷气、单组元和双组元执行机构3种。冷气执行机构结构简单、可靠，重复性、稳定性好，但比冲较低，一般多用于寿命不长的低轨道卫星和航天员出舱活动；单组元执行机构多用于各种卫星的姿态和轨道控制，结构比较简单，可靠性高，比冲较冷气高几倍；双组元执行机构多用于长寿命、高轨道大型卫星的姿态与轨道控制，结构比较复杂，比冲较高。

（撰写：冯学义 审订：李铁寿）

penzui

喷嘴 injector element 将推进剂喷入燃烧室并使其雾化的喷注单元。喷嘴是组成喷注器的单元，喷嘴结构及其排列对能量释放效率和工作稳定性有重要的影响。喷嘴按结构可分为直流式、离心式和同轴式。喷嘴的功能是使推进剂喷入燃烧室，继而雾化、混合。喷嘴雾化特性指雾化的细度、均匀度、流强分布、喷雾锥的形状和雾化距离。雾化的细度由射流裂碎后所形成的液滴的平均直径表征，均匀度用液滴直径变化的范围来描述。



同轴式喷嘴

（撰写：黄国璋 审订：刘小渝）

pengxianwei zengqiang fuhe cailiao

硼纤维增强复合材料 boron fiber-reinforced composite 以硼纤维为增强剂的复合材料。硼纤维通常是采用化学气相沉积法把硼沉积到钨芯或碳芯上制成的无机复合纤维，直径50～315μm，具有高强度、高模量，在复合材料中起承力作用。基体可为树脂或金属，起粘结纤维和传递应力的作用。按照基体的种类，可分为硼纤维增强树脂基复合材料和硼纤维增强金属基复合材料两大类。硼纤维增强树脂基复合材料主要是硼/环氧，具有密度低、力学性能高的优点，用于航空、航天器的承力构件及高尔夫球杆等体育用品，但材料成本高，

P

性能不如碳／环氧。硼纤维增强金属基复合材料中，硼纤维体积含量约为50%。金属基体主要有铝合金、镁合金、钛合金等。这类材料的优点主要是密度低和力学性能高，如硼/铝密度为2.6 kg/cm³，拉伸强度1.25～1.55 GPa，模量200～230 GPa，比强度和比刚度约为钛合金、铝合金及合金钢的3～5倍，在200～400 °C下仍能保持较高强度；而硼／钛可在550～650 °C下工作。制造工艺包括热压扩散结合、液态渗透或挤压铸造等。为防止硼纤维与金属基体发生有害反应，硼纤维一般涂有碳化硼或碳化硅涂层。硼纤维增强复合材料主要用于减轻航空航天结构（如飞机构件及其发动机架、风扇、压气机叶片、卫星构件、航天飞机中部机身桁架管等）的质量，但由于制造成本高，应用受到很大限制。

（撰写：韩鸿硕　审订：王晓娥）

pengzhang hejin

膨胀合金　expansion alloy　具有异常线膨胀特性或可控线膨胀特性的精密合金。通常金属及合金受热膨胀，膨胀量随温度升高呈线性增加。但有些合金的热膨胀曲线在某一温度范围出现弯曲点，在弯曲点以下的线膨胀系数比正常线膨胀系数低得多，这种现象称为异常热膨胀特性。膨胀合金分为低膨胀和定膨胀合金两类，前者在某一温度范围（20～100 °C）内线膨胀系数低于3×10^{-6}/°C，后者在某一温度范围（20～500 °C）内线膨胀系数为$(4\sim10)\times10^{-6}$/°C。膨胀合金主要有Fe-Ni系、Fe-Ni-Co系和Fe-Ni-Cr系。膨胀合金除要求特定的线膨胀系数外，根据不同的用途还要求有良好的连接性、耐蚀性、可加工性和易切削性，并在使用温度内不允许有引起膨胀特性明显变化的相变。膨胀合金用真空感应炉熔炼，经热轧或冷轧、冷拉制成棒、板、带和管材等，主要用于精密量具、仪表和在电真空器件中用作与玻璃和陶瓷封接的材料。

（撰写：仝爱莲　审订：韩鸿硕）

P

piweixing

皮卫星　picosatellite　通常指质量在0.1～1 kg、具有实际功能的卫星。皮卫星比纳卫星还要小一个质量级别（“皮”指10^{-12}）。随着微纳米技术的发展，卫星不断向低成本、小型化方向发展，皮卫星也随之出现。目前皮卫星的研制多处于概念研究阶段或试验阶段。采用的结构主要是“母星—女儿星”方式，即通过母星在空间发射数颗女儿星（皮卫星），女儿星可分布在用户感兴趣的位置执行任务。2000年1月26日，美国进行了一次皮卫星在轨试验，用一枚火箭成功地发射了5颗微小型卫星，其中一颗是斯坦福大学学生设计的“轨道皮卫星自动发射器”（OPAL，即母星），它在轨道上将一对绳系

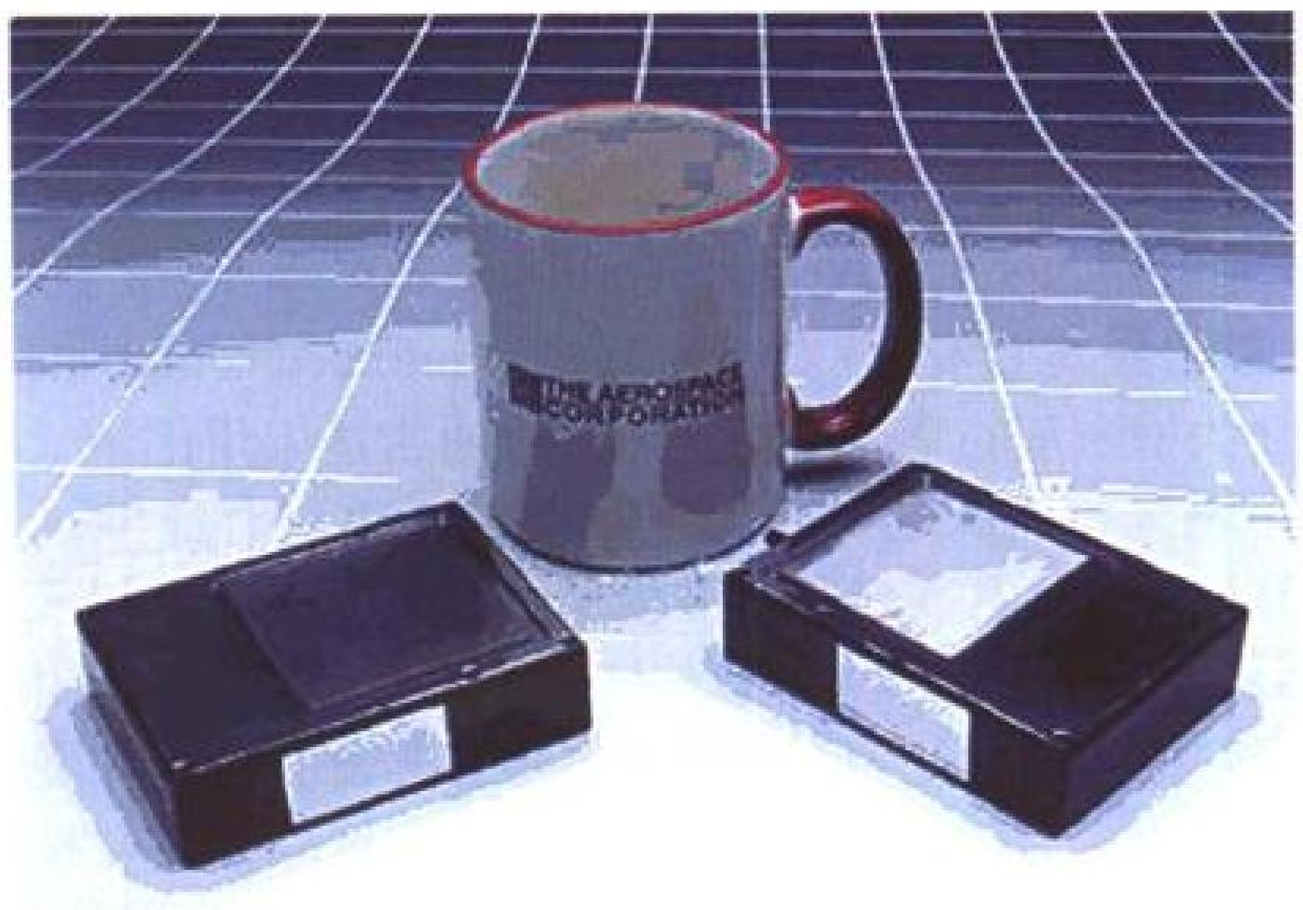


图1 重量不到230 g的皮卫星

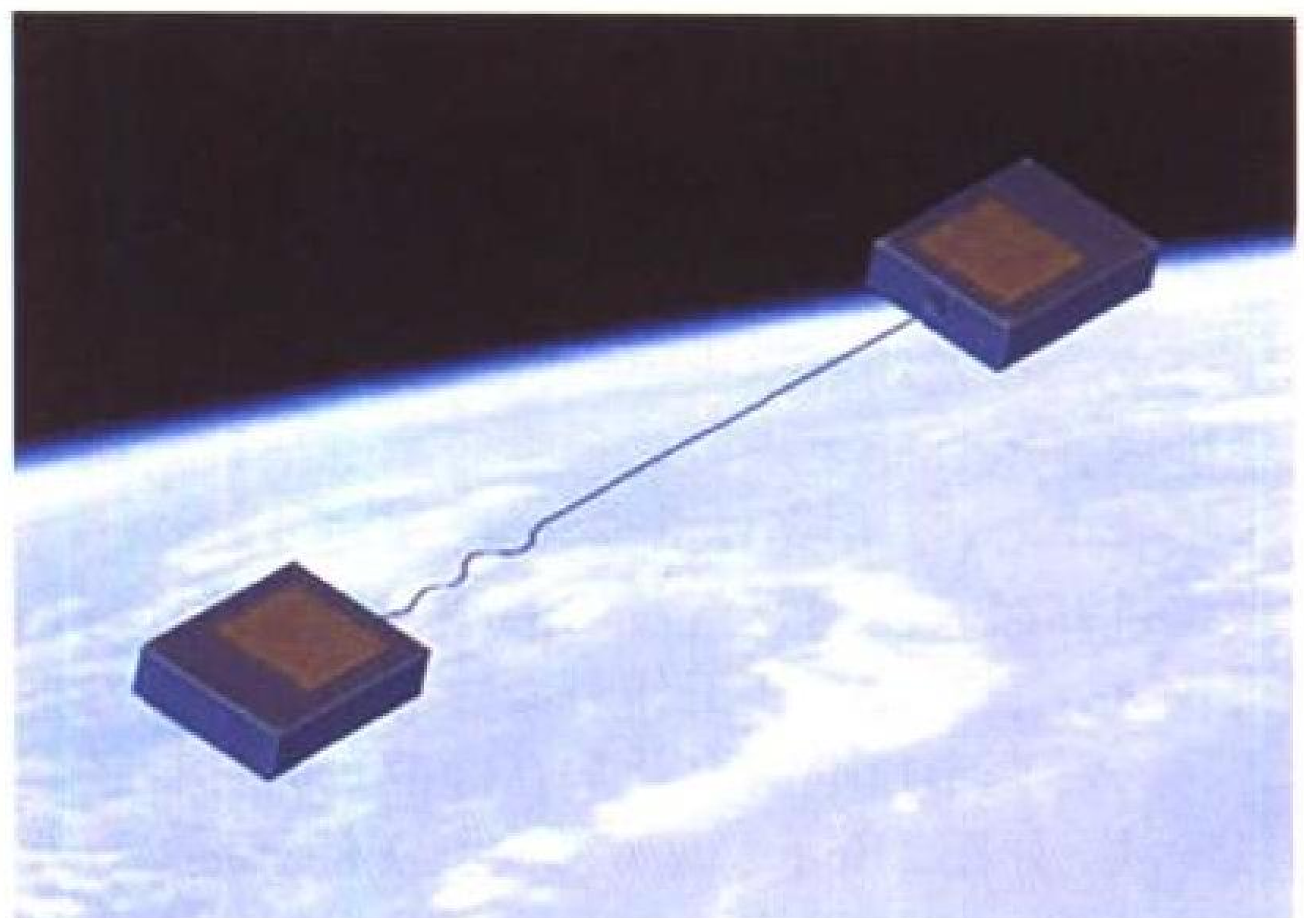


图2 OPAL发射的一对皮卫星绕轨示意图

皮卫星（即女儿星）释放到低地轨道。每颗皮卫星的质量不到230 g，彼此通过30 m长的细绳连接。皮卫星发展前景广阔，可用于许多科学领域，如地球物理学、大气科学、宇航学等的遥感数据采集。在军事应用方面，将一系列在轨皮卫星组成空间分布式网络，可对战场进行探测、感知。

（撰写：刘颖　审订：龚念曾）

pipei fuzai

匹配负载　matching load　一般指同轴终端。在高频系统中，用来吸收沿传输线传播出之能量的终端器件。匹配负载分高、低功率两种。平均功率1 W以下的称低功率匹配负载，平均功率大于1 W至数千瓦的称高功率匹配负载。在高功率匹配负载中，能量的吸收和散发是借助固体或液体的吸收器进行，并带有散热器装置。匹配负载与电路末端的同轴连接器相连，其特性阻抗与电路的特性阻抗相同。

（撰写：马宝国　审订：刘坤山）

pipei jingdu

匹配精度　matching accuracy　又称相关精度或定位精度。在两图像正确匹配的条件下，受多种因素的影响而造成的相关计算极值所确定的实际匹配点与正确（或预期）匹配点之间的距离。为了保证实时图与原图匹配比较，应满足两个条件:一是原图尺寸要比实时图尺寸大；二是保证导弹摄取的实时图应落入原图区内，也就是要求导弹有一定的制导预置精度。预置精度要求并不高，一般精度水平的惯性测量装置就能满足。摄取实时图可以分几点离散进行，也可以连续进行。每个摄取点对应着一定的原图段。原图段选择太大，固然能保证实时图落入原图段区域的概率增大，但对匹配装置（如计算机）的存储量与计算量要求很高，因此要根据实时图的大小及导弹航迹预置精度选取原图的适当尺寸。根据实时图与原图的需要，可选择电子数字机匹配、光学匹配或其他形式的匹配装置。影响匹配精度的主要因素包括:像素单元尺寸的大小、图像噪声和图像几何畸变等。

（撰写：马宝国　审订：刘坤山）

pianerjiajing

偏二甲肼　unsymmetrical dimethylhydrazine　一种有毒可贮存液体燃料，分子式为$(CH_3)_2NNH_2$。它是具有类似氨臭味的无色或浅黄色透明液体，沸点为336.1 K，冰点为215.8 K，密度为0.79 g/cm³（293 K时）。偏二甲肼能与极性和非极性液体互溶。它吸湿性强，在空气中冒白烟。它是还原剂，易被空气缓慢氧化，因此长时间暴露于空气中会逐渐由无色变为浅黄色。它能与某些氧化性物质发生剧烈反应，与强氧化剂接触立

即自燃。它是肼类燃料中对热和杂质稳定性最好的燃料，对冲击、压缩、振动和摩擦等均不敏感。偏二甲肼属于三级中等毒性物质，空气中最高允许浓度为0.5×10^{-6}。偏二甲肼既可单独作为燃料使用，也可与肼混合组成混肼燃料。偏二甲肼与四氧化二氮组合的液体推进剂性能好，能自燃，是典型的可贮存推进剂，广泛用于各种导弹和运载火箭的推进系统。

（撰写：张起源　审订：胡平信）

pianhang kongzhi

偏航控制　yaw control　控制导弹/火箭在横向平面内姿态运动的过程。控制指令是程序角和相关的导引信号，控制对象的数学模型是导弹/火箭偏航—横偏运动方程，导弹/火箭的偏航角、侧滑角、航向角是偏航控制的状态变量。导弹/火箭的偏航角指导弹/火箭纵轴 O_1X_1 与发射惯性坐标系 XOY 平面的夹角，侧滑角指速度矢量在导弹 $X_1O_1Z_1$ 平面内的投影与导弹纵轴 O_1X_1 的夹角，航向角指速度矢量与发射惯性坐标系 XOY 平面的夹角。导弹/火箭的偏航控制，在考虑刚体控制的同时，还要考虑弹/箭体的弹性振型的稳定，对采用液体火箭发动机的导弹/火箭，还应考虑液体推进剂晃动对稳定的影响。

（撰写：李高风　审订：王京武）

pianzhi dongliang kongzhi

偏置动量控制　bias momentum control　一种轮控方式。标称情况下航天器的某个方向有一定的偏置动量 H_B，通常是在本体系的 $-Y$ 方向。其优点是抗短期干扰能力好，即稳定的鲁棒性强，而且无需偏航敏感器就能实现三轴稳定。其偏航控制的稳态精度主要由下式确定

$$\Psi_{ess}=\frac{T_{dz}}{\omega_0 H_B}$$

式中　T_{dz} 为偏航轴上常值扰动力矩；ω_0 为航天器轨道角速度。这种控制方式与零动量控制相比，机动性差。设计中面临的主要问题是进动控制与章动阻尼。它是通过对滚动轴的直接控制，借助1/4轨道周期的姿态耦合运动实现偏航控制。典型的惠康控制广泛用于地球静止轨道的航天器姿态控制。

（撰写：严拱添　审订：吕振铎）

pinyang tuijinji

贫氧推进剂　low-oxygen propellant　又称富燃料推进剂。氧化剂含量少，余氧系数远小于1的一类推进剂。有液体贫氧推进剂和固体贫氧推进剂两种。液体贫氧推进剂的余氧系数只有0.02～0.3，固体贫氧推进剂的余氧系数约为0.05～0.3。贫氧推进剂要求具有高密度和高热值（21～42 kJ/kg），适当条件下易气化和易点火，燃烧稳定性好，所生成的燃气与补给的氧气（空气）混溶性好，燃烧沉积物少，比冲可达4900～9800 N·s/kg。固体贫氧推进剂的组成和制造方法与复合固体推进剂基本相同，只是将固体氧化剂含量减少，将粘合剂特别是可燃金属粉（Mg、Al、B等）含量相对增加。主要用于冲压发动机和固液火箭发动机的装药，也可用作液体火箭发动机的燃气发生器、涡轮起动器以及贮箱增压蓄压器的能源工质。

（撰写：师昌绪　王北海）

pinduan

频段　frequency band　按照一定的使用需要对无线电波频率所作的人为划分。这种划分有的是根据业务种类的不同，对使用的频率进行预先分配，避免产生不必要的干扰；也有的是按照无线电波传输特性的差异进行分类（见表）。

卫星通信常用的频段划分

频段	频率范围/GHz	波长范围/cm
UHF	0.30~1.12	100~26.79
L	1.12~1.70	26.79~17.65
LS	1.70~2.60	17.65~11.54
S	2.60~3.95	11.54~7.59
C	3.95~5.85	7.59~5.13
XC	5.85~8.20	5.13~3.66
X	8.20~12.4	3.66~2.42
Ku	12.4~18.0	2.42~1.67
K	18.0~26.5	1.67~1.13
Ka	26.5~40.0	1.13~0.75
Q	40.0~50.0	0.75~0.60
U	50.0~60.0	0.60~0.50
M	60.0~75.0	0.50~0.46
E	75.0~90.0	0.46~0.333
F	90.0~140.0	0.333~0.214
G	140.0~220.0	0.214~0.136
R	220.0~325.0	0.136~0.092

（撰写：陈豪　审订：张伟）

pinlü fashengqi

频率发生器　frequency generator　产生频率精确度为定值的信号源。频率发生器输出一般为电信号，满足频率、幅度和频谱纯度的要求。频率发生器广泛地应用在各个领域，如无线电通信、雷达、导航、航天器跟踪测量以及物理学实验等。在不同的应用场合，要求的性能指标有所不同，但对频率稳定度要求的内容是一致的。频率稳定度的定义一般采用瞬时频率偏差表达。对于一个正弦波频率发生器的输出信号

$$X(t)=A\cos\left[2\pi v_0 t+\phi(t)\right]$$

相对标称频率的归一化瞬时频差 $Y(t)$ 的定义是

$$Y(t)=\frac{1}{2\pi v_0}\,\frac{d\phi(t)}{dt}$$

式中　$X(t)$、$Y(t)$ 为随机变量；v_0 为频率标称值；$\phi(t)$ 为瞬时相位。它可以用统计方法进行描述。典型的频率发生器由晶体振荡器和后置放大器组成，晶体振荡器产生高度稳定的频率振荡信号，由后置放大器放大后达到一定的幅度。对于更高的频率稳定度要求，晶体振荡器可以置于一个恒温槽内，也可以用原子频标来替代晶体振荡器。

（撰写：陈豪　审订：谢军）

pinlü wendingxing

频率稳定性　frequency stability　在各种正常使用条件下，电源系统处于稳定状态时，发电装置的频率在规定的周期内保持在给定极限之内的能力。通常用最大频率与最小频率的差值相对于额定值的百分数表示。一般规定恒频系统的频率

稳定性不超过 ± 5 %；采用恒速传动装置一般能达到 ± 1 %，加频率精调器后能达到 ± 0.25 % 以上。变速恒频系统的频率精度由变频器中的晶体振荡器决定，能达到 ± 0.001 % 以上。

（撰写：殷建成　审订：刘继光）

pinyu jishu yu shiyu jishu

频域技术与时域技术　technology for frequency and time domain　信号分析处理中使用的两种不同的技术。频域技术是在频率域分析信号与研究系统的一种技术。在频域上分析信号，通常是进行频谱分析，典型的频谱分析技术是傅里叶变换。在频域上研究一个系统，通常是研究它的频率响应函数，以表征该系统对不同频率分量的响应特征和规律。时域技术是分析信号随时间变化的特性（如幅度、相位、周期、上升时间、下降时间等）和研究系统的暂态响应。在时域内研究一个系统，通常是研究它的冲击响应和阶跃响应。在时域内表征一个信号可以将它分解为直流分量和交流分量、偶分量和奇分量、脉冲分量等。时域采样定理、卷积定理、相关定理是时域处理时普遍遵循的方法。

（撰写：程　黎　审订：戴逸俊）

pingjun guzhang jiange shijian

平均故障间隔时间　mean time between failures (MTBF)　又称平均无故障时间。在规定的条件下和规定的时间内，产品寿命单位（时间或次数等）总数与故障总数之比。它是产品可靠性的一个基本参数，当产品的寿命服从指数分布时，MTBF 为失效率的倒数。　（撰写：郑岩盈　审订：周东生）

pingjun tuili

平均推力　average thrust　在规定时间内发动机推力的平均值。如果得到的发动机推力是离散值，用算术平均值求平均推力；如果得到的发动机推力是连续值，用几何平均太平均推力，即

$$\bar{F}=\frac{\int_{t_1}^{t_2}F(t)\mathrm{d}t}{t_2-t_1}$$

式中 $\bar{F}$ 为平均推力；$F(t)$为随时间变化的推力；$\int_{t_1}^{t_2}F(t)\mathrm{d}t$ 为推力冲量；t_2-t_1 为时间。固体火箭发动机的推力随时间的变化一般都较大，常用平均推力表示其推力值。平均推力是代表发动机推力水平的主要参数。如果 t_2-t_1 表示燃烧时间，则 $\bar{F}$ 表示发动机在装药燃烧时间的平均推力；如果 t_2-t_1 表示工作时间，则 $\bar{F}$ 表示工作时间内的平均推力。对导弹而言，当导弹质量已知时，发动机推力 $\bar{F}$ 愈大则导弹加速度亦愈大。但导弹加速度值过大将使弹上仪器设备损坏，过小则导弹达不到所需的最小速度，因此应根据导弹质量和适当的加速度值来选取平均推力。根据平均推力和满足射程所需的发动机总冲值，再确定工作时间的长短。因此平均推力是导弹总体设计的重要性能参数之一。

（撰写：张明信　审订：黄祖荫）

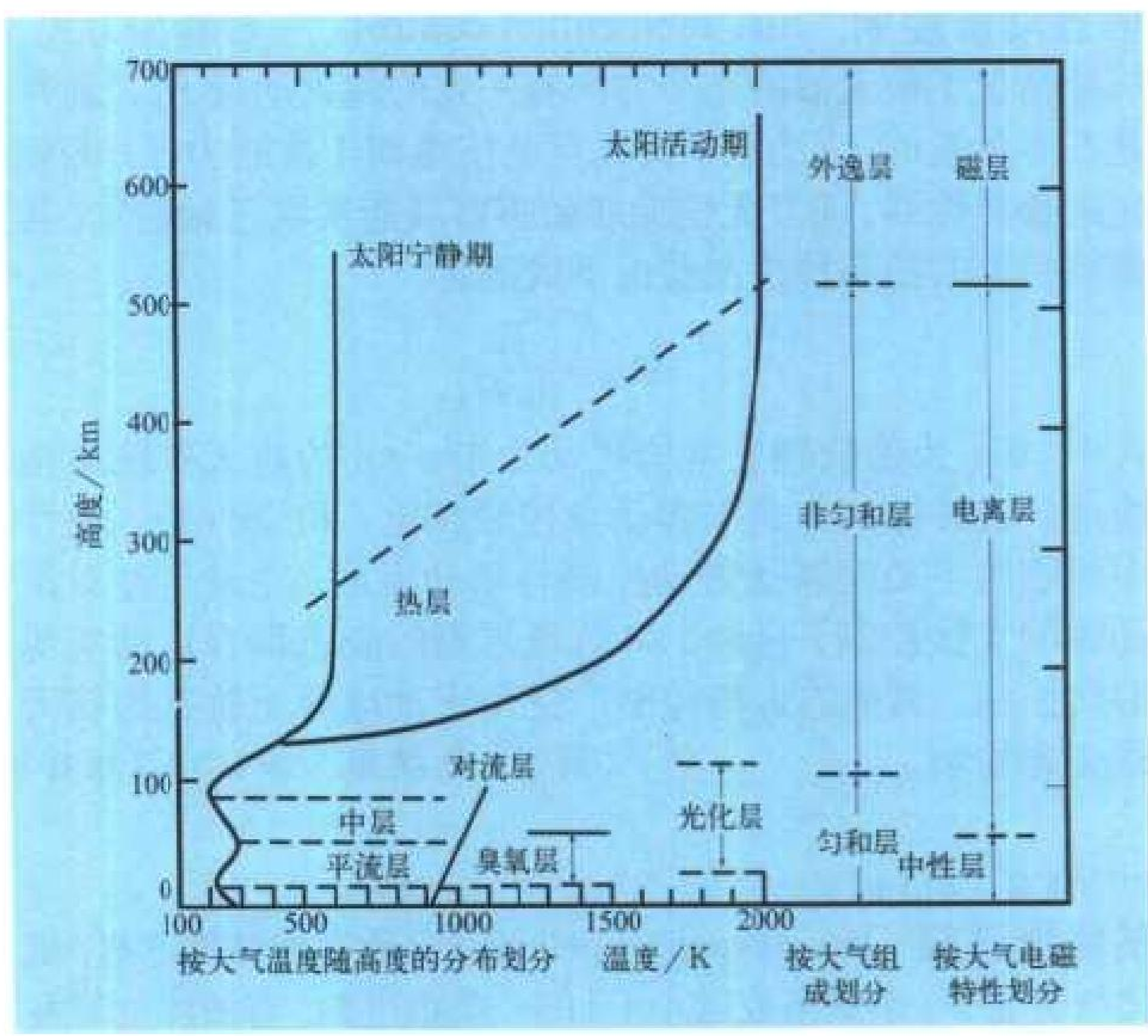
pingjun xiuli shijian

平均修理时间　mean maintenance time (MMT)　在规定的条件下和规定的时间内，产品预防性维护和修复性维修总时间与该产品上述两种维修事件总数之比。它是与维修方针有关的一种维修性参数。平均修理时间与平均修复时间 (MTTR) 不同。MTTR 是在规定的条件下和规定的时间内，产品在任一规定的维修级别上，修复性维修总时间与在该级别上被修复产品故障总数之比，是产品维修性的一种基本参数。在装备可靠性与维修性参数选择和指标确定要求中，选用的是 MTTR，而不是平均修理时间。

（撰写：郑岩盈　审订：周东生）

pingliuceng

平流层　stratosphere　从对流层顶以上至温度出现极大值所在高度的大气层。一般平流层顶的高度在 50 km 附近。由对流层顶向上几千米的区间，温度随高度不变或微升。大约在 30 km 高度以上温度增加很快，平流层顶平均温度约为273 K。这主要是因为大气中的部分氧分子被太阳辐射光化分解后，所产生的氧原子又与周围的氧分子结合，生成臭氧。臭氧吸收太阳的紫外辐射对大气加热，这种加热使平流层的温度随高度升高而增高，在 50 km 附近达到峰值。在臭氧吸收太阳紫外辐射对大气加热的同时，水蒸气、二氧化碳和臭氧的红外辐射冷却使大气降温，两者间的热平衡决定了平流层内温度的垂直分布。平流层大气垂直对流较弱，主要是大尺度的水平环流，其平均速度达 120 km/h。北半球的平流层冬季为西风，夏季盛行东风。人们十分关注这一区域，主要是因为臭氧吸收紫外线能减少紫外线到达地面的强度。目前极区平流层臭氧的明显减少使到达地球表面的紫外线增加，是十分危险的，这已成为十分重要的研究课题。



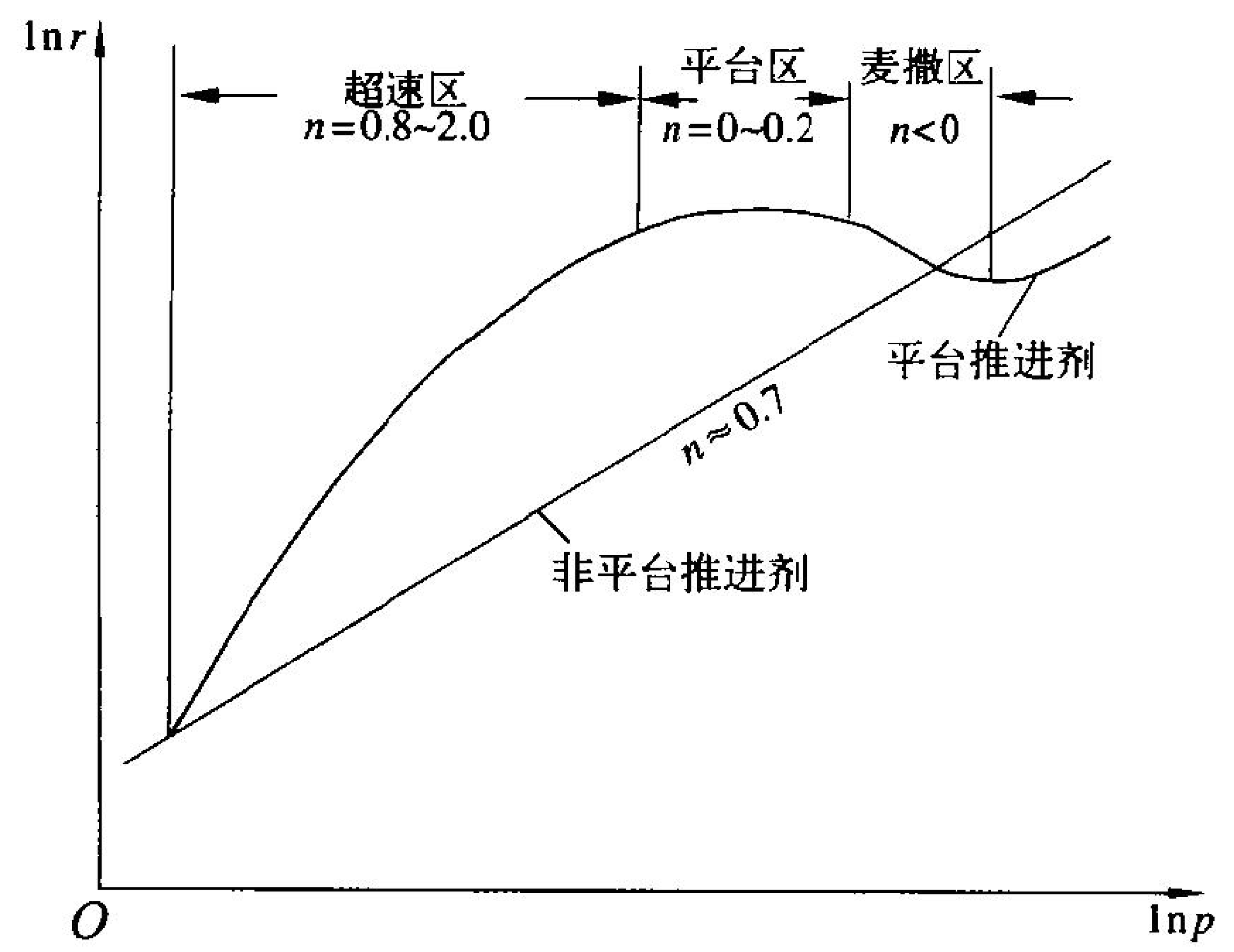
地球大气层垂直分布图

（撰写：田剑华　审订：都　亨）

pingtai tuijinji

平台推进剂　plateau propellant　具有平台燃烧现象的固体推进剂。在某一压强范围内推进剂燃速不随压强增加而发生明显变化的燃烧现象称平台燃烧，其燃速压强指数在此压强区间近于零。平台推进剂能使发动机具有非常稳定的内弹道性能，是一种燃烧性能比较理想的推进剂。获得平台效应主要是用加入催化剂的方法，不同的催化剂可获得不同的平台压强区间。平台效应一般产生在4～10 MPa的低压区，近年来已向高压区扩展。较有效的催化剂有含铜、炭黑的苯二甲酸铅系、水杨酸铅系、邻氨基苯甲酸铅系复合催化剂等。平台推进剂多为双基推进剂，如美国的N-5、AHH，前苏联的р н д с и －5 к ，中国的PT-12等。复合推进剂也可实现

平台效应。采用平台推进剂后，由于燃烧室压强变化小，推力稳定，可减轻发动机壳体的质量，提高发动机的质量比。平台推进剂应用于战术导弹发动机，适合于续航发动机使用。



双基平台推进剂的燃烧特性曲线

（撰写：何晓兴　审订：王北海）

pingbi dianlan

屏蔽电缆　shielded cable　定义一：单股或多股导线电缆，外部包以导体（屏蔽层），将邻近电路的影响减到最小。定义二：一种电缆，它里面有一根或多根绝缘导线，外面包以一层或多层金属外壳，外壳表面每一点几乎都是地电位，或者对地来说是某一预定的电位。围绕电缆（导线、元件和电子设备等）设置金属包封（如金属网、金属套、金属罩、金属板包封），可以抑制包封内侧或外侧的电场、磁场或电磁场。屏蔽是减小电磁干扰的一种措施，它具有双重作用，一为防止外来电磁场的干扰，一为防止本身电磁场对外界的干扰。屏蔽作用的大小用屏蔽系数或屏蔽衰减表示。



图 1　屏蔽层的单点接地

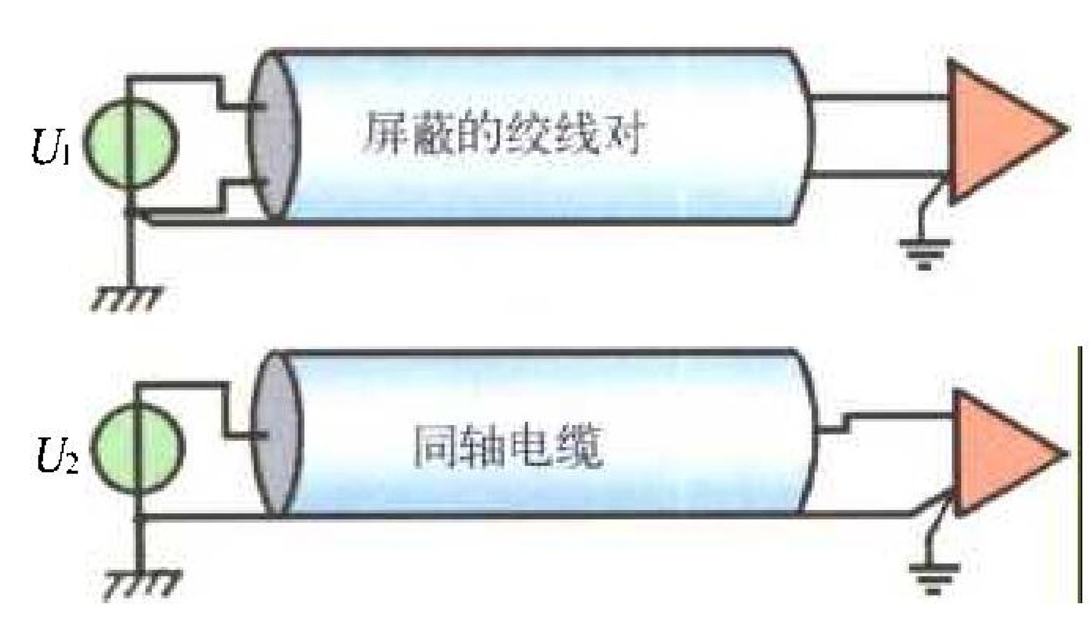


图 2　屏蔽层的两端接地

（撰写：马宝国　审订：周世勤　刘坤山）

pingbi tuliao

屏蔽涂料　shield coating　能将电力线和磁力线的影响限制在一定的范围，从而使被限制区域内外的两个范围相互不受影响的功能涂料。通常是指电磁屏蔽涂料。电磁屏蔽涂料可用于电子行业各类电子产品与设备的电磁兼容性措施；环保行业电磁辐射强度超标区域的电磁防护；医疗部门手术室、精密医疗设备放置室的电磁屏蔽；银行及商业计算机中心机房的防电磁干扰；职能部门机要房间的防计算机信息泄密，以达到防电磁泄漏、抗电磁干扰的目的。

（撰写：张廉正　审订：胡连成）

pohuaixing wuli fenxi

破坏性物理分析　destructive physical analysis (DPA)　见综合卷。

pohuai zaihe

破坏载荷　damage load　在结构强度静力试验中，结构在真实边界条件下总体破坏时所能承受的最大载荷。静力试验时往往是各种载荷组合（包括热载荷）的联合作用。对受试验的弹（箭）体进行破坏试验总是在静力试验的最后阶段进行。试验时选择设计情况中最严重的一种情况进行破坏试验，根据破坏载荷确定结构的剩余强度系数。

（撰写：严孝安　刘恒振　审订：王心清）

popian feisanqu

破片飞散区　dispersion area of fragment　见战斗部杀伤区。

pudai moxing

谱带模型　band model　对一组谱线的强度、线形、数目和分布特性进行统计近似的模型。由于气体分子的辐射吸收光谱有成千上万种谱线，在求解辐射传输方程时需要用到某一频段的辐射量。要精确求解每条谱线的位置和强度十分繁杂，谱线模型就是为简化这种计算而提出的。它的基本思想是在某一小段内用平均值来代替分子跃迁的某些参数，并将频谱的光线组合性质与单根谱线性质联系来，因而不需要知道谱带中每条谱线的强度和位置，只需根据实验数据对谱线强度分布作一统计数学描述就可以了。谱带模型的优点是仅依赖于所取波长的间隔大小，不需要知道精确的吸收系数。目前已建立的谱带模型有爱尔沙正规模型、迈耶—古迪统计模型以及随机爱尔沙模型等。这些模型主要用于光谱辐射能的计算。

（撰写：向家武　审订：姚连兴）

pufenbianlü

谱分辨率　spectral resolution　一般是指脉冲多普勒雷达能够分辨出两个分立的频谱分量的最小频率间隔。谱分辨率通常由窄带滤波器的频率特性决定，滤波器的带宽越窄，谱分辨率越高。目标多普勒频率f_d可用下式表示

$$f_d=\frac{2V_r}{\lambda}$$

式中　V_r为目标相对雷达的径向速度；λ为雷达的工作波长。因此，谱分辨率也就是雷达的速度分辨率。脉冲多普勒雷达的关键组成部分之一是多普勒滤波器组。它的作用不仅是为了测速，而且是为了提高杂波下能见度和噪声背景下的检测

P

能力。它是一种白噪声下的匹配滤波器，相当于对N个脉冲的相参积累。N个相参脉冲串所形成的单根谱线的匹配滤波器就是窄带滤波器。考虑被天线高斯方向图双程调制的N个脉冲的相参脉冲串的谱线宽度约为$\frac{0.265f_r}{N}$，式中f_r为脉冲重复频率，因此N个相参脉冲串的单根谱线的匹配滤波器的带宽也应约为$\frac{0.265f_r}{N}$。由于信号的谱线位置是未知的，为了检测任何速度的目标谱线，需要采用毗邻的窄带滤波器组，它们覆盖目标可能出现的整个频率范围。设单边带滤波器的带宽为f_r，窄带滤波器带宽取$\frac{f_r}{N}$，则滤波器的数目M为

$$M=f_r\div\frac{f_r}{N}=N$$

即每一距离通道应有N个窄带滤波器的滤波器组。早期多采用晶体滤波器、陶瓷滤波器和机械带通滤波器作窄带滤波器，目前已采用光学傅里叶变换、有源滤波器、数字滤波器或啁啾变换等构成窄带滤波器组。若雷达重复频率为20 kHz（中等重复频率），窄带滤波器带宽为300 Hz，则窄带滤波器组的数目

$$M=\frac{20000}{300}\approx 66$$

考虑到窄带滤波器应有一定的重叠，这时需要的窄带滤波器的数目应加大40%，约为96。谱分辨率取得越高，意味着在一定的重复频率下，相参积累的脉冲数N取得越多，总的积累时间越长，则测速越精，杂波下的能见度越高，噪声背景下的检测能力也越高。但窄带滤波器的带宽越窄，窄带滤波器的数目越多，实时性难，频率补偿精度要求高，系统就越复杂，实现也越困难。谱分辨率的高低要根据目标类型和雷达的用途适当选择。如果目标速度大，谱分辨率可以降低；如果要多普勒谱识别，则谱分辨率应适当高取。

（撰写：殷善贤　审订：任子西）

qiaoerkefusiji gongshi

齐奥尔科夫斯基公式 Tsiolkovski formula 在不考虑空气动力和地球引力作用的理想情况下，计算单级火箭从静止到推进剂燃尽为止获得的速度增量的公式，由俄罗斯科学家齐奥尔科夫斯基1903年提出。这个公式的形式是

$$v = \omega \ln \frac{m_o}{m_k}$$

式中 v为速度增量；ω为喷流相对火箭的速度；m_o和m_k分别为发动机开始和结束工作时的火箭质量。速度增量称为理想速度或特征速度。利用这个公式可以近似地估计火箭需要携带的推进剂数量以及发动机参数对理想速度的影响。当火箭运动速度接近光速时，计算理想速度则需利用相对论的原理，相应的公式是

$$\frac{m_o}{m_k} = \left(\frac{1+\frac{v}{c}}{1-\frac{v}{c}}\right)^{\frac{c}{2\omega}}$$

式中 c为光速，等于299792.46 km/s。这个公式称为阿克莱公式，又称广义齐奥尔科夫斯基公式，只有恒星际航行才会用到它。 （撰写：余梦伦）

qidaita

脐带塔 umbilical tower 固定在发射台一侧，通过回转平台与运载火箭和航天器相连接的塔形钢架结构。脐带塔由塔体结构、固定平台、回转平台、升降工作台、摆杆系统、液压系统、消防系统、电梯、电缆井道、航天员进舱通道、逃逸滑道、供气管、空调管、航天器封闭间及各种用途的操作间组成。脐带塔用于运载火箭和航天器的供气、加注、供电、空调、检测及其相关操作。 （撰写：赵连贵 审订：周载学）



带箭的脐带塔

qiefu

企鹅服 penguin suit 航天员在航天中使用的一种具有较强弹力的服装，用于对抗长期失重对人体的部分效应。航天飞行中航天员长期处于失重或微重力状态下，肌肉会由于长期失去重力负荷而产生废用性退化。这种特殊服装是将橡皮绳编入纺织品中，具有较强的弹性。在失重状态下，橡皮绳的收缩力会令航天员处于周身被抱紧的状态，在完成各种活动和操作时必须用力克服橡皮绳的束缚，这样就锻练了肌肉，防止肌肉长期处于松弛状态，有效地防止和延缓了肌肉萎缩现象的发生。航天员在载人航天器上除睡眠以外，每天穿着它在12 h以上，可获得满意的效果。 （撰写：张福冬 审订：魏金河）

qifei lingdian

起飞零点 take-off zero 导弹或运载火箭起飞的时刻。它分为遥测起飞零点和外测起飞零点。导弹或运载火箭上计算机起算时形成的时间编码信号，称为遥测起飞零点。地面遥测站接收此信号，供用户分析制导系统工具误差。由导弹或运载火箭脱离发射塔架时产生的触点信号形成的起飞零点，称为外测起飞零点。外测系统的起飞零点采用起飞零点形成的绝对时刻（T_0）形式表示，用于对测控设备的实时引导和测控数据的事后处理。遥测起飞零点与外测起飞零点在绝对时刻上的误差一般为几百微秒至几十毫秒。 （撰写：周舜卿 审订：王慧连）

qikongdian sudu

起控点速度 velocity at the beginning of control 制导控制系统开始控制导弹稳定和姿态运动时的导弹飞行速度。起控点速度的大小和方向偏差影响导弹的控制性能。起控点速度太小，则导弹的可用过载小，操纵效率低；方向偏差过大会使导弹起控时需用过载大，增加纠正偏差的难度和时间，对防空导弹将增大最小作战距离，难以拦截近距目标。 （撰写：成楚之 审订：金玉华）

qishiduan cekong

起始段测控 tracking, telemetry and command of initial phase 导弹／火箭从起飞至高度10 km左右的时间段内的测控。起始段测控的任务是：遥测和外测参数获取、安全控制、起飞发射过程的实况记录、起飞漂移量测量、导弹／火箭姿态测量等。由于此阶段导弹／火箭飞行高度低，受布站条件限制，外测设备通常使用光电经纬仪、高速摄影机和反射式工作的抗地杂波干扰雷达等，而安全控制系统中的遥控发射机采用全向辐射天线。 （撰写：黄学德 审订：单文增）

qixuan

起旋 spin-up 航天飞行器（运载火箭、卫星等）在控制力矩作用下，绕其本体上某一坐标轴开始旋转的过程。在自旋和双自旋卫星发射过程中，当运载火箭将卫星送入轨道后，需

要将卫星绕其某一个轴（一般是最大主惯量轴）起旋，使卫星姿态稳定。卫星起旋有两种方法：(1) 在星箭分离前由运载火箭起旋，即在运载火箭产生的控制力矩作用下，运载火箭与卫星一起旋转到额定转速，然后星箭分离，使卫星具有姿态稳定性，如中国的“长征”3号运载火箭发射“亚太”1号卫星时，在星箭分离前，火箭由三轴稳定状态绕三级火箭的纵轴（卫星自旋轴）起旋到约5 r/min后星箭分离。(2) 星箭分离后，分离信号使卫星程控系统工作，产生控制力矩，使卫星起旋至额定转速，如中国的“东方红”2号系列通信卫星在星箭分离后，指令卫星上的程控系统工作，使切向推力器喷气，将卫星由0 r/min起旋到30 r/min。

（撰写：丁思丰　审订：王长龙）

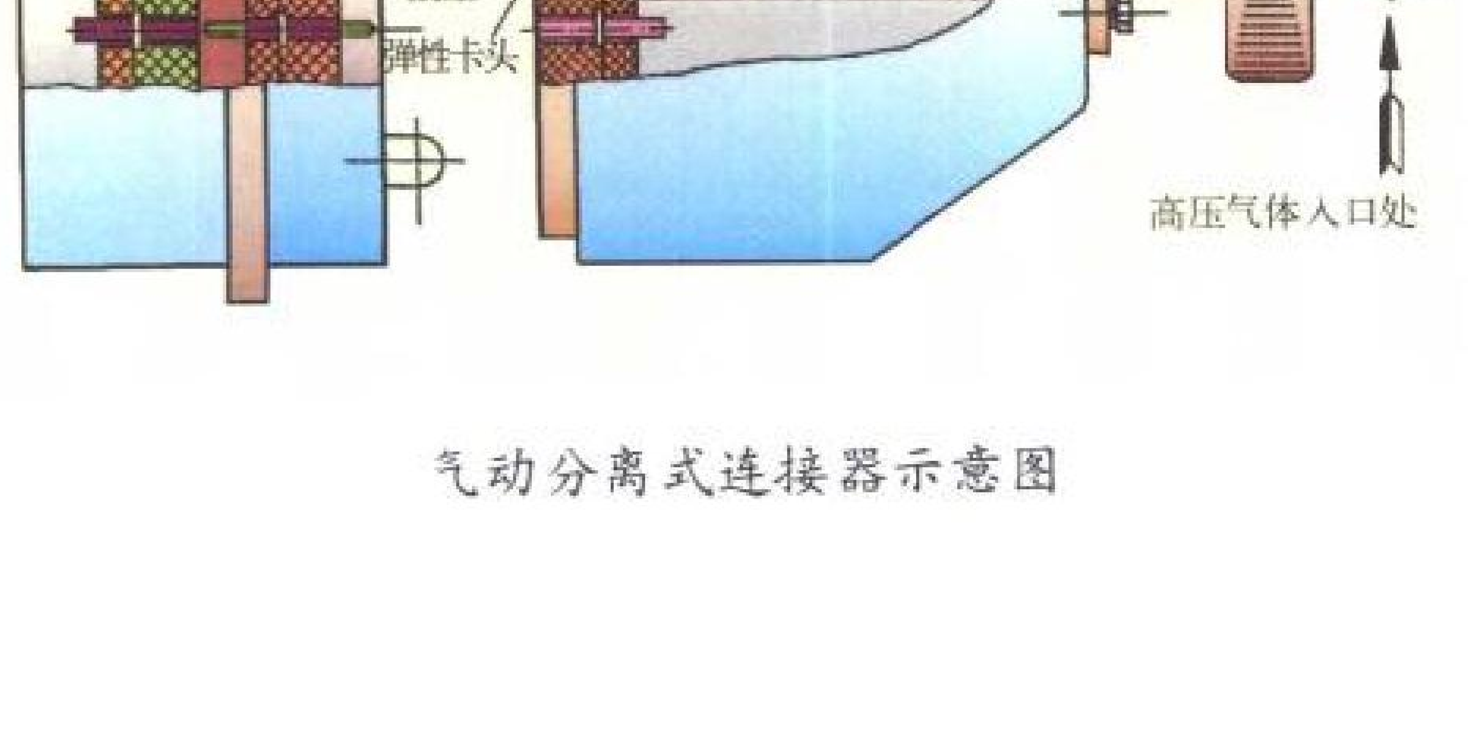
qidian yedian duotongdao lianjieqi

气电/液电多通道连接器　connector with multi-contacts of gas/electricity and liquid/electricity　用于火箭、导弹级间或火箭、导弹上电子设备与地面设备之间的气电/液电连接或分离，能同时并正常地进行气电/液电信号传输和控制的机电元件。它由插头和插座两部分组成。有插头与插座插合后不分离的气电/液电多通道分离连接器；也有插头与插座插合后需分离的气电/液电多通道连接器。气电/液电多通道连接器一般用于火箭、导弹级间和弹上与地面间的气/液信号和电信号的传输与控制。气/液信号是为控制平台陀螺或红外瞄准系统提供恒温、恒压或低温的可靠工作环境条件。为使多通道连接器可靠工作，设计时需要解决的技术有：气/液与电连接时同步接通或分离时同步切断；气/液分离时的溢流技术；气/液、电的端接技术和隔离技术以及防止气/液扩散污染和绝缘性能下降的技术等。

（撰写：周升俊　审订：许全雨）

qidong fenli zhuangzhi

气动分离装置　pneumatic release device　利用压缩气体的压力，使脱落—分离式连接器实现分离的一种解锁装置。图示为气动分离式连接器的一种。插座固定在弹体上，插头与电缆连接。插合时，插座上的锁座将插头上的心轴顶退，直至锁座伸入弹性卡头内，锁紧弹簧将卡罩推至弹性卡头上面，实现完全锁紧。分离时，高压气体从插头气体入口处进入锁紧装置内腔（气缸），而后分成两路：一路经小气缸先将卡罩退回至插合前位置（解锁）；另一路经大气缸将心轴前推，从而将锁座从弹性卡头内顶出，最后高压气体继续作用使连接



气动分离式连接器示意图

器完全分离。气动分离装置的优点是安全可靠；缺点是需要气密，成本较高，分离速度较慢。

（撰写：马宝国　审订：刘坤山）

qidong fuzhu biangui

气动辅助变轨　auxiliary trajectory change by aerodynamic force　可重复使用的轨道转移飞行器从高轨道到低轨道的变轨过程中，有目的地进行穿过大气层的飞行，利用大气阻力减速的变轨。随着未来空间站的发展，需要往返于高轨道（指地球静止轨道、月球轨道和星际航行轨道）的航天器和低轨道（高度约340～400 km）的空间站之间的往返运输系统。这个系统称作轨道转移飞行器。正在研究的轨道转移飞行器可分为两类，一类在从上述高轨道转移至低轨道的过程中仅使用变轨发动机的动力作为变轨动力。另一类轨道转移飞行器是可重复使用的轨道转移飞行器。它从上述高轨道到低轨道的过程中，有目的地穿过地球大气层，利用大气阻力制动减速，消耗多余的动能，跳出大气层后再经过一次小的速度调整，就能进入预定的低轨道。另外，如果这类轨道飞行器具有一定的升力，还可以利用它产生一个小的轨道面的变化。在一定条件下，具有气动辅助变轨能力的轨道转移飞行器可以大大节约推进剂。

（撰写：李颐黎　审订：范秦鸿）

qidong guangxue xiaoying

气动光学效应　aero-optical effect　导弹飞行时光学导引头整流罩周围大气状态的不断变化对光学成像性能产生影响的一种物理效应。这种大气变化主要涉及组分变化、密度变化、密度梯度变化、温度变化、温度梯度变化及分子电离。以上诸项影响了介质分界面和界面两侧的介电常数和它们的折射、吸收、散射发射等光学传输特性，导致光学系统像质变坏和系统性能下降。气动光学效应对高精度红外制导系统是有害的，目前正采取各种方法予以校正。

（撰写：卢进　审订：孙再龙）

qidongli jiansu xitong

气动力减速系统　aerodynamic deceleration system　在着陆段用来增大与其相连接的返回器（或进入器，下略）气动阻力，以减慢返回器运动速度和稳定返回器运动姿态的装置。气动力减速系统通常采用降落伞作为主要组件，但也可使用其它类型的可展开式气动力减速装置，如减速板、充气气球或可膨胀再入防热屏等，只是这些装置的应用范围较窄。弹道式和半弹道式返回器降落伞系统一般由两级降落伞组成。第一级为减速伞，其作用是保证返回器在高亚声速区域的姿态稳定性，并使返回器初步减速，为主伞创造有利的开伞条件。第二级为主伞，其作用是保证返回器以预定的速度安全着陆。主伞一般为单伞，但当返回器较重时，也可采用多伞系统。为减小开伞动载，降落伞通常采用收口技术，即令伞衣分两次或三次展开。目前，研究人员正致力于开发和应用滑翔式可控翼伞技术，旨在使返回器能更精确地在指定的地点着陆。

（撰写：林斌　审订：李大耀）

qidong ouhe

气动耦合　aerodynamic cross-coupling　又称气动交感。指在飞行器作俯仰、偏航、滚转运动时，由于气动力作用于某个方向的运动，而在其他两个方向上也产生气动力和力矩。

例如，滚转运动会引起俯仰和偏航力(力矩)。气动耦合一会诱导气动干扰，二会引起非定常时间延迟。气动斜吹力矩就是耦合现象之一。气动耦合会引起控制系统各通道的耦合，若不能很好抑制，将影响整个飞行器控制系统的稳定性与操纵性。因此，在导弹／火箭外形设计、气动力分析和控制系统设计时，必须慎重考虑，并作出一定限制。实践中，气动耦合有时也是有益的，应该积极研究与利用。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

qidong sifu jigou

气动伺服机构　pneumatic servomechanism　以压缩气体或热燃气作为能源的伺服机构。它由力矩马达、气动伺服阀、作动筒和反馈元件等组成。输入信号通过伺服阀控制流入作动筒的压缩气体的流量和压力，带动负载运动。气动伺服机构的主要优点是力矩惯量比大，灵敏度高，结构简单，体积小，质量轻，成本较低；缺点是效率低，工作时间短，刚性差，因此只能用于近程导弹。

（撰写：高可人　审订：王毓兰　包为民）

qidong tanxing

气动弹性　aeroelasticity　导弹／火箭飞行中，气动力与结构变形的弹性力、以及惯性力三者之间相互作用产生的各种力学现象。气动弹性分为静气动弹性和动气动弹性两类。静气动弹性是由于气动载荷的作用引起结构变形，结构变形又使气动载荷变化，这种相互作用将延续至某一平衡状态，或使其变形发散。动气动弹性包括颤振、抖振、嗡鸣、动力响应几种。其中颤振是结构从气流中获得能量，为气动力、弹性力、惯性力之间耦合的自激振动；抖振为绕弹体流动的涡流或分离流引起的弹体或部件的不规则振动；嗡鸣是超声速下翼面俯仰力矩、操纵面铰链阻尼力矩为负时，所产生的单自由度不稳定振动；动力响应是导弹／火箭飞行时，随机载荷对突风的响应或局部结构对气动噪声激励的响应，以及其他与气动力变化有关的动力响应载荷。高速飞行器设计不仅要满足强度要求，更重要的是要满足刚度要求。因此不仅要研究上述静、动气动弹性问题，而且还要进一步涉及到控制系统的问题，把导弹的控制回路也包括在其中，也就是在控制系统的动稳定研究中引入气动弹性问题。这些问题已经从单纯的动力强度演变到了动力稳定与动态品质问题，对于控制精度很高的导弹将日益显示其重要性。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

qifu tuoluoyi

气浮陀螺仪　air bearing gyroscope　利用气体压力所形成的气膜来支承浮子组件或转子的陀螺仪。气膜支承的摩擦系数很小，从而降低了陀螺漂移率。可分为气体静压式、气体动压式两种。单自由度静压气浮陀螺仪(图 1)的内框为密封浮筒，它与外壳的间隙为几十微米，高压气体通过气室四周许多微孔进入间隙而形成静压支承。双自由度动压气浮陀螺仪(图 2)的转子上有一内球面，而与外壳固定的轴上有一外球面，其间隙为几微米，中间可充氦、氢等气体，转子由马达驱动高速旋转并带动间隙里的气体运动，转子依靠气体的动压效应来支承，在两端进气口处刻有螺旋槽以加强轴向承载能力。球面支承允许转子有绕垂直自转轴两个正交方向的自由度。轴上装有测量相对转角的信号传感器及对陀螺施加控制力矩和平衡绕轴的残余不平衡力矩的力矩器。气浮陀螺仪

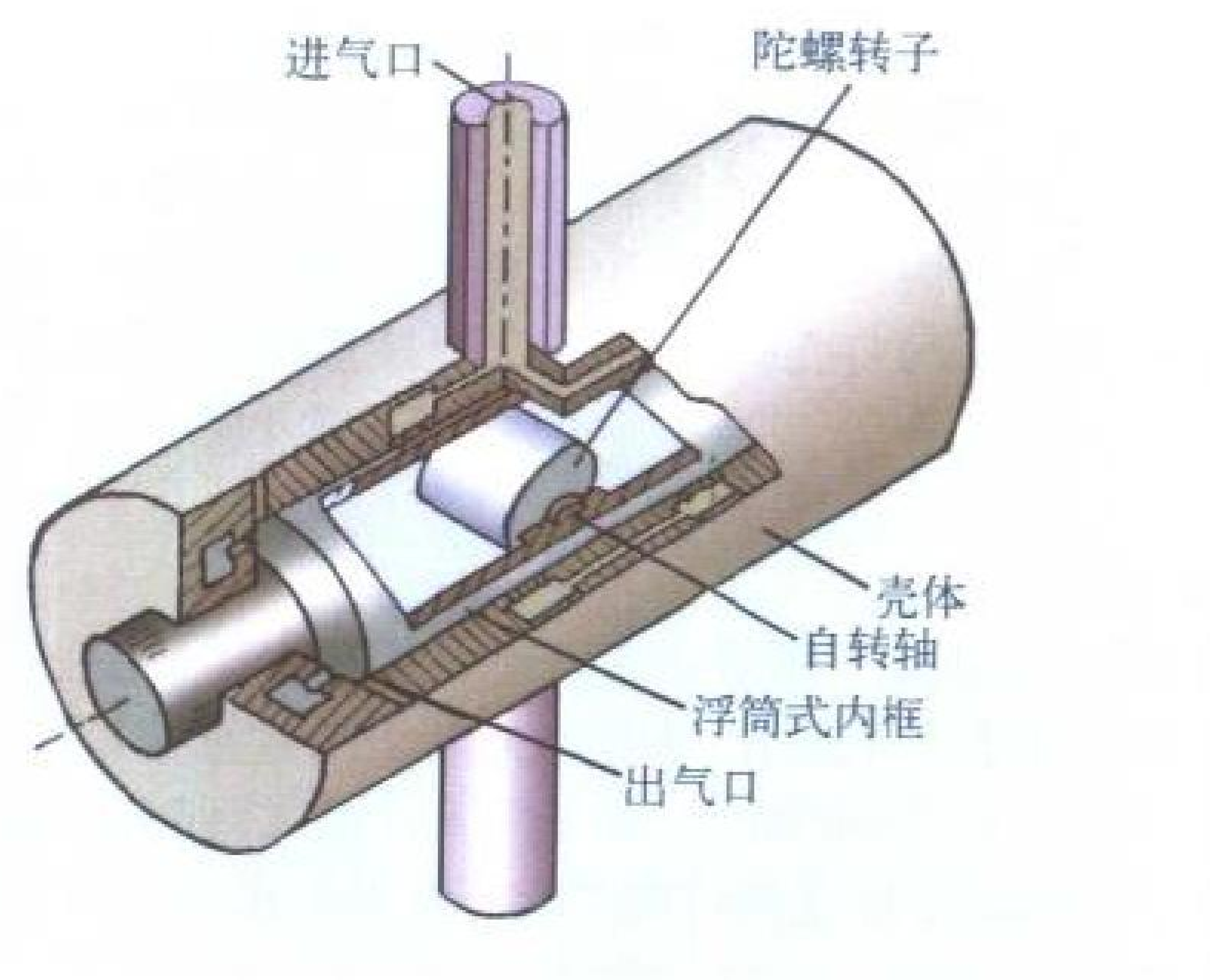


图 1　静压气浮陀螺仪

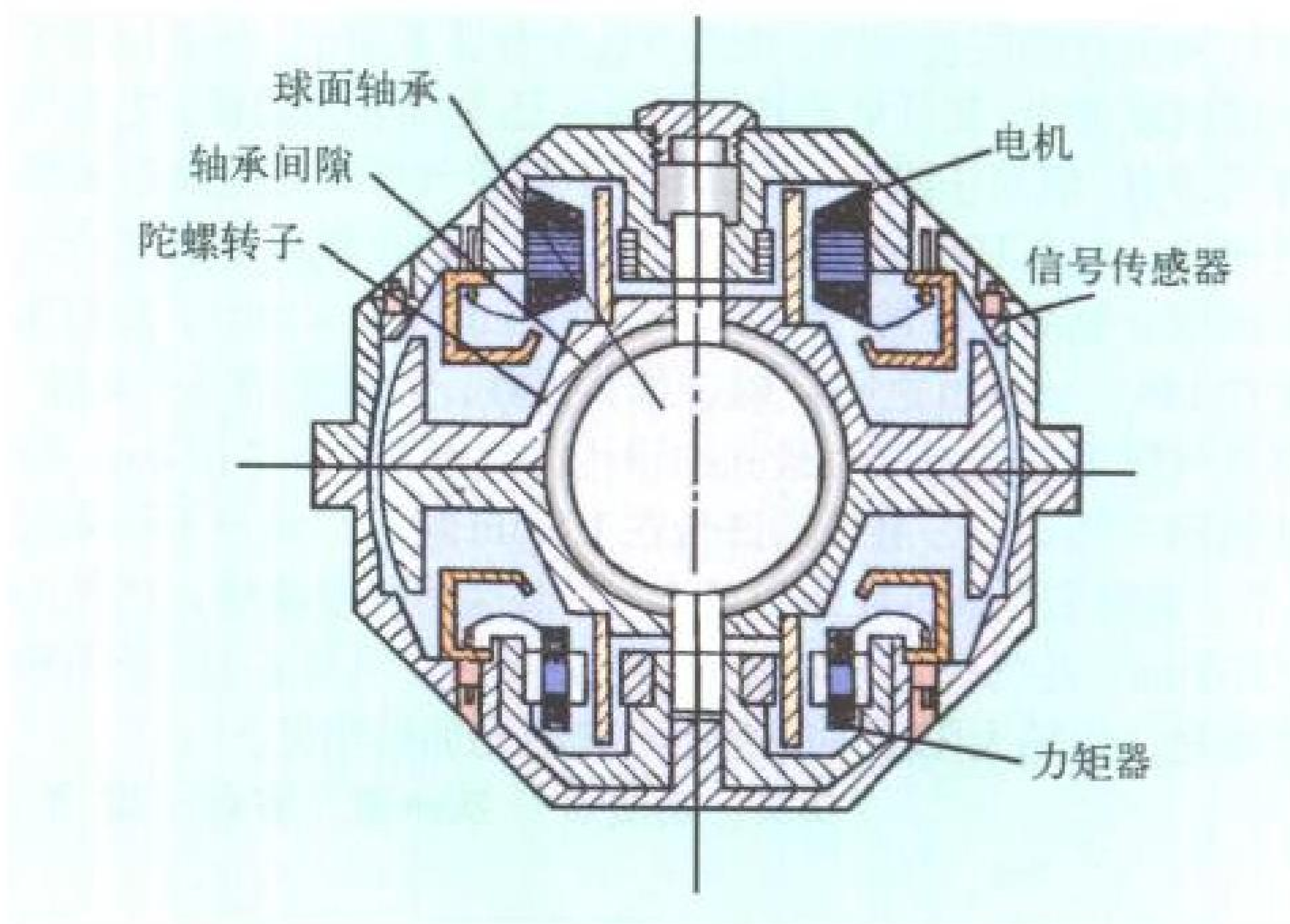


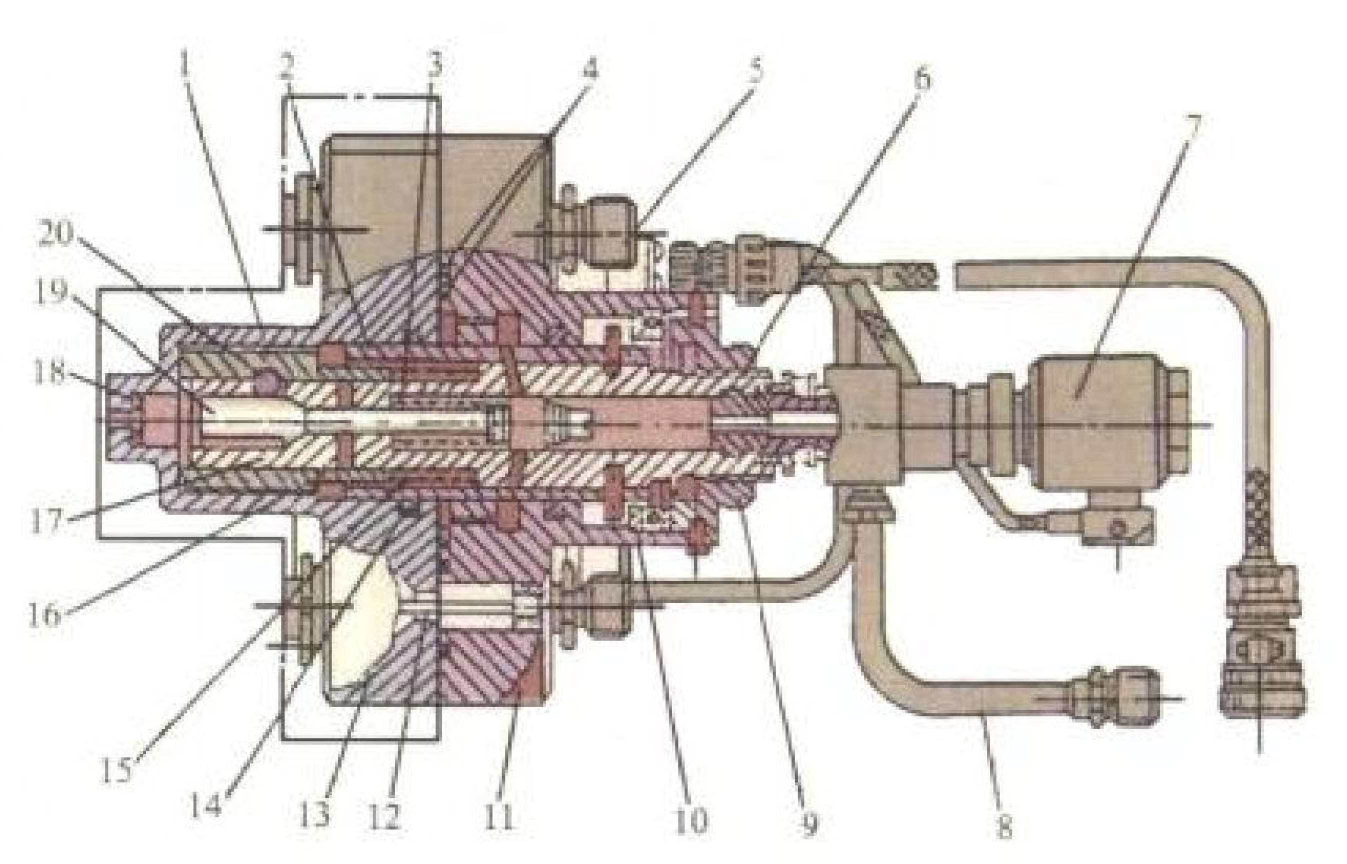
图 2　动压气浮陀螺仪

结构简单，陀螺漂移率可达 0.01～0.001°/h。静压式气浮陀螺仪需要高压气源，动压式气浮陀螺仪由于有正交力矩的影响，容易引起漂移。气浮陀螺仪常用于惯性导航系统中。

（撰写：高雁翎　审订：彭　飞）

qiguan lianjieqi

气管连接器　coupling for gas pipe　供气系统中连接输气管路的部件。气管连接器有多种类型，主要有球头—喇叭口接头、卡套式接头、双座封接头、单管快速连接器和多管连接



七管连接器结构图

1—承力螺母；2—球锁；3—活塞弹簧；4—O 形圈；5—接管嘴；6—O 形圈；7—电磁截止阀；8—进气管；9—压紧螺母；10—轴承；11—插头体；12—顶杆；13—插座体；14—O 形圈；15—套筒弹簧；16—套筒；17—活塞筒；18—缓冲垫；19—活塞杆；20—钢球

器等。上述连接器中，多管连接器为弹／箭供气系统的专用连接器。它能多路供气，并能快速连接和脱落。如图所示的七管连接器是多管连接器的一种。它分7路同时向弹／箭供气，并能快速手动或气动脱落。该连接器上设有一套锁紧和脱落(拆卸)机构，采用O形橡胶密封圈密封。

（撰写：章小芳　审订：蔡连贵）

qihui

气辉　airglow　地球中高层大气吸收了太阳电磁辐射能后产生的一种微弱光辐射。太阳电磁辐射通过直接和间接的作用，使中高层大气中的原子、分子和离子激发到较高的能态，激发粒子由高能态跃迁到较低的能态时发射光子，即产生气辉。气辉出现在地球大气50～600 km的高度，光谱不同，出现的高度也不同。根据中高层大气受太阳照射的不同，气辉分为夜气辉、昼气辉和曙暮气辉3类。气辉的光谱覆盖了紫外、可见光和红外很宽的波长范围，光谱中包含有许多原子、分子和离子的谱线或谱带，在可见光和近红外区还叠加有连续谱。主要气辉光谱有：氧原子绿线(557.7 nm)，是夜气辉可见光波段最强的谱线，它在100 km高度的发射层，正处于氧原子密度最大的高度；氧原子红线，是双线(630.0 nm，636.4 nm)，发射高度在150～350 km之间；碱金属共振线，主要是钠原子黄线，是昼气辉可见光波段中最强的谱线，高度在80～110 km；羟基振动—转动带，最强的谱带在1.5 μm附近；氧分子带系有3个，发射主要来自地球中层大气；氢原子赖曼谱线，波长为1.216 nm，是气辉远紫外波段最强的谱线。气辉有日、季节和年变化，但随太阳活动的变化没有极光那样明显。

（撰写：吴健征　张仲谋　审订：郝　亨）

qimi shiyan

气密试验　airproof test　评定产品在最大工作压力下，其结构能否防止气体外泄的试验。气密试验时，通过调节开关向产品内部充入无腐蚀性气体，当内部压力达到工作压力的4%～5%时，保压15 min，若内部压力保持不变，则符合气密试验要求。气密试验用于潜艇导弹发射装置运载器的水密试验，也用于飞机、导弹及航天器压缩空气系统、推进剂系统在工作压力下的密封性试验和压力容器的密封性试验。

（撰写：丁恕海　审订：王文忠）

qi shui fenliqi

气／水分离器　gas/water separator　在载人航天器的失重环境中分离气体和水的装置。美国的载人航天器广泛地使用燃料电池作为能源，它的副产物水成为主要的饮用水源。但在水的压力由412.3 kPa降到34.4 kPa时，水中含有大量的自由气体，而含气体的水会给航天员带来不适。气／水分离器可以把气体从水中完全排除，它利用憎水材料(可渗透气体的聚四

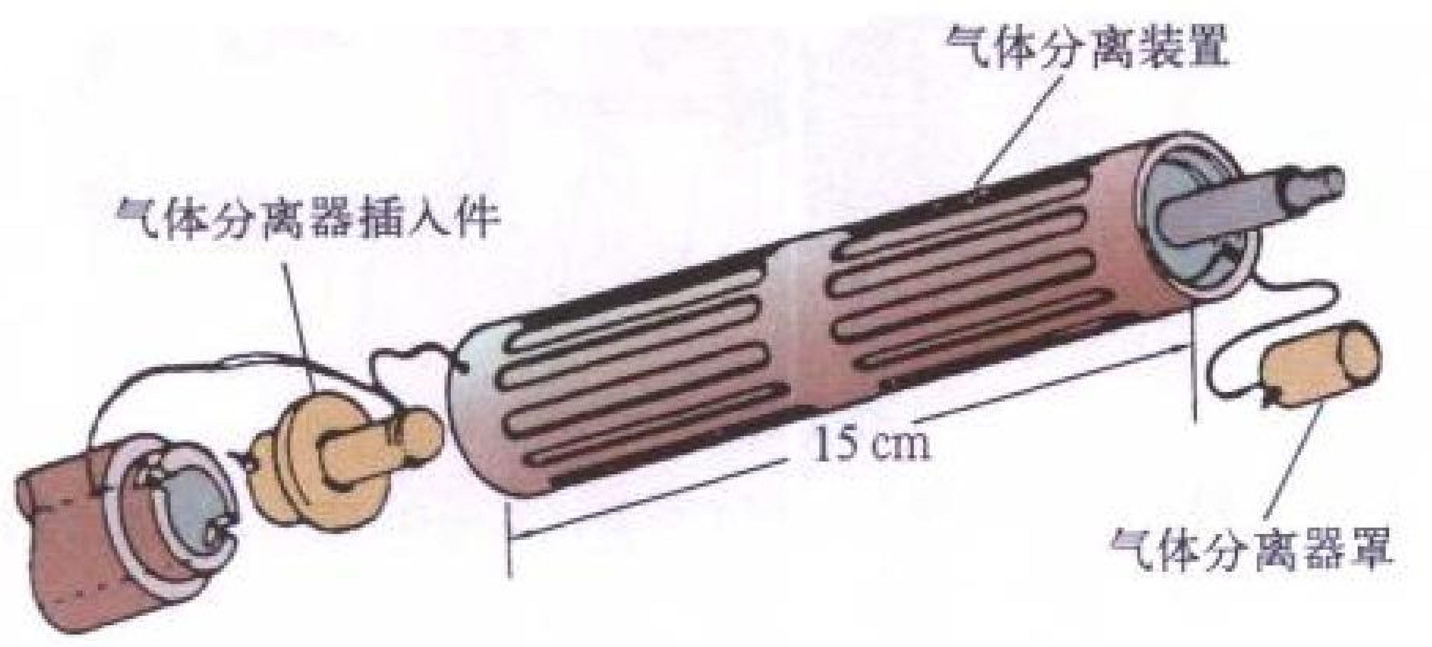


图1　气体分离器分解图

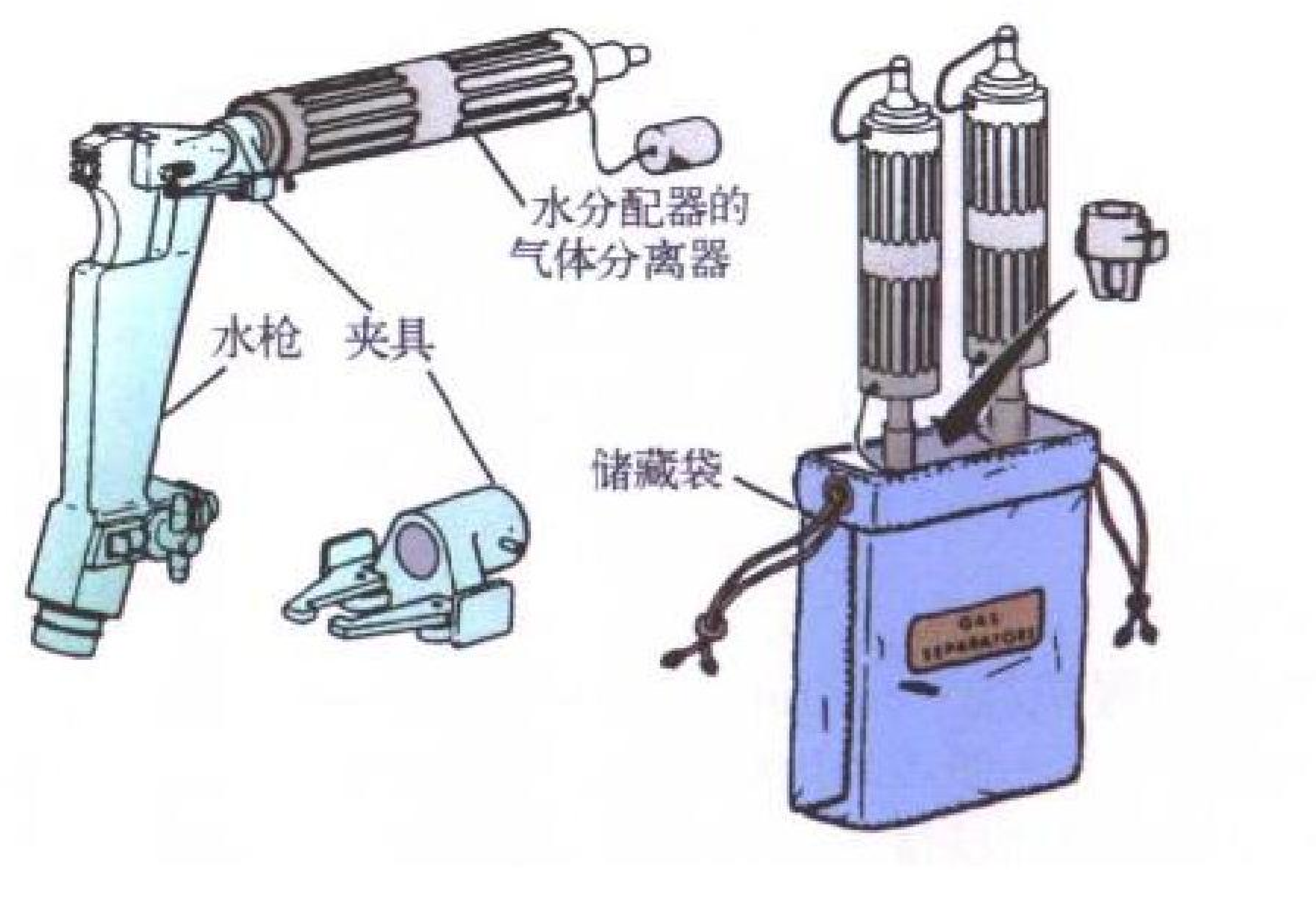


图2　“阿波罗”飞船气／水分离器装置

氟乙烯)膜和亲水材料(不锈钢滤网)膜特有的表面张力特性。在分离器设计上两种膜靠得很近，两者之间气／液混合物受力运动，憎水膜有选择地使混合液中的气体通过，而排斥液体，通过膜的气体回流到密闭舱大气。被水浸润的亲水膜使水流过，却成为气／液混合物的气体壁垒，水被收集到亲水膜的下游，并作为不含气的水输送给乘员饮用。气／水分离器可安装在用水口(水栓或食物制备装置)处使用。图2为“阿波罗”飞船燃料电池使用的气／水分离器。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

qiti qiangpo duiliu rekongzhi

气体强迫对流热控制　thermal control by air convection　利用航天器密封舱内气体的强迫流动传热，控制设备温度或温度差的技术。在轨道上，航天器密封舱内的气体由于处于微重力状态而不能形成自然对流，气体与设备间只存在微弱的热传导，不利于设备散热。用风扇驱动气体流动，在舱内形成气体的流场，不仅强化了与设备的传热，减小了温度差，而且气体的温度也变得均匀，为设备的散热创造了有利的环境。但在地面上进行气体强迫对流试验以模拟微重力条件下的气体强迫对流传热时，总是伴随有重力场引起的自然对流干扰，难以测得准确的数据。气体强迫对流热控制在卫星、飞船、航天飞机和空间站上都得到了应用。

（撰写：文耀普　审订：郭　舜）

qiti zhucun fenpei yu shusong shebei

气体贮存、分配与输送设备　gas storage, distribution and supply device　用于长时间贮存、分配和输送压缩气体的设备。贮气设备有固定式和车载移动式两种。气瓶和贮罐等固定式贮气设备主要用于大量的、长期的定点贮存气体，而载有各种气瓶或贮罐的移动式贮气设备主要用于用气点远而分散的中、小量气体的贮存。配气设备是按供气要求对气体进行调节、控制和分配的设备，主要用以向导弹、火箭和卫星供配气，是导弹、火箭和卫星供气系统的主要设备之一。气体输送设备通常包括管路和气管连接器等。一般情况下，气体贮存、分配和输送设备组成一个综合系统，完成对导弹、火箭和卫星的供配气功能。

（撰写：章小芳　审订：包元吉）

qiti zhucun jishu

气体贮存技术　gas storage technology　贮存氧、氮或空气

的技术。氧、氮气体或空气的贮存技术是保证载人空间飞行成功和乘员生命安全的关键技术。氧是消耗性物质，贮存量大。氧气可以采用气态、液态和固态，也可以化合物的形式加以贮存。高压气态贮存氧气和氮气具有系统简单，贮存时间长，可以大流量供气等优点，短期飞行的载人航天器大量使用，也曾在早期的空间站上作为主要气源。高压气体贮存容器的质量和体积太大是一重大不足。相比之下，液态贮存系统体积小，质量轻，超临界贮存系统是美国载人航天器主要的氧源。氧还可以固态形式贮存，但技术上难度较大。一些碱金属或碱土金属氧化物在吸收二氧化碳的同时放出氧气，其中超氧化钾制品已成功地用于前苏联／俄罗斯的载人航天器。通过湿度控制或配置氢氧化锂二氧化碳吸收系统，可使系统的呼吸商与人的呼吸商相匹配。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

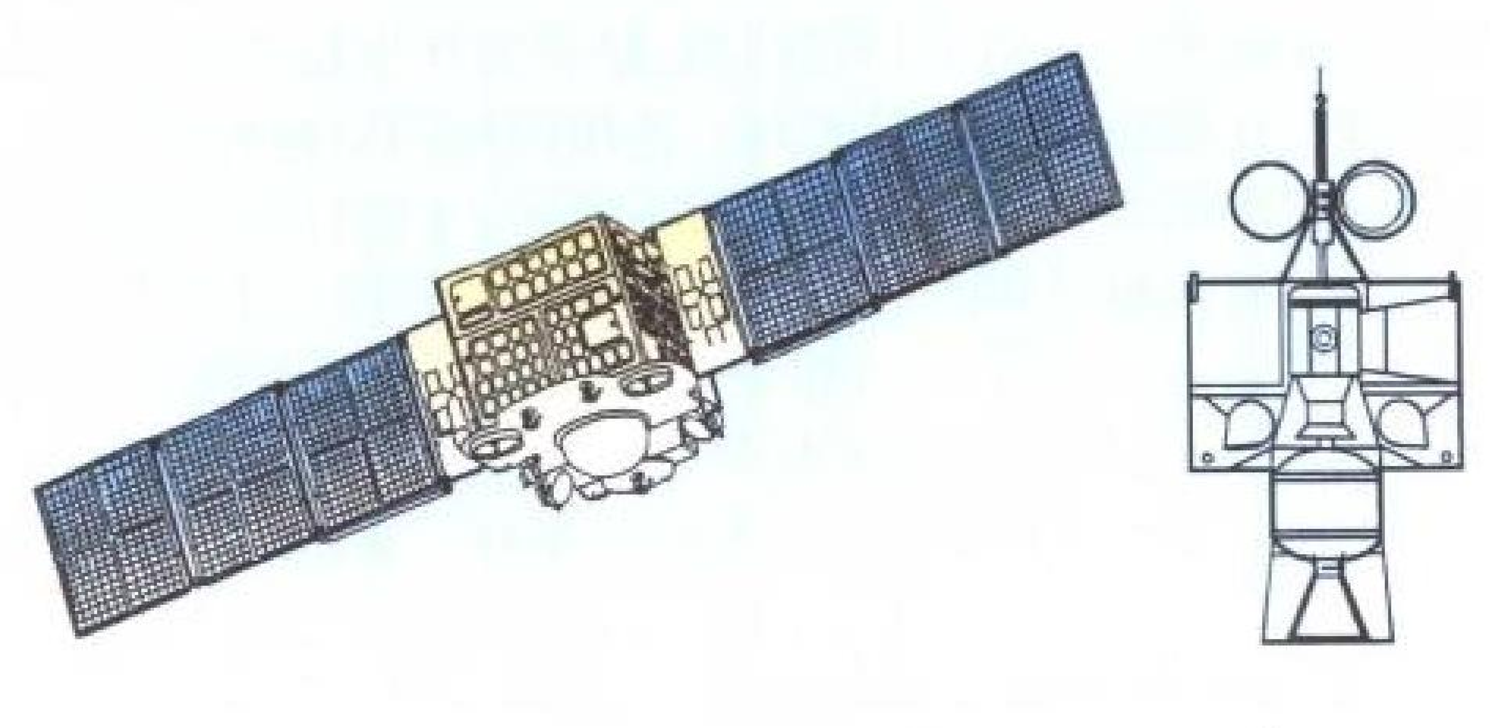
qixiang huojian

气象火箭　meteorological rocket　用于测量高空大气参数的火箭。测量的大气参数有温度、气压、密度、湿度、风向、风速和大气组分等。这些大气参数可用于天气预报及气候变化和灾害性天气研究。气象火箭通常是小型无控火箭，由发动机装置和可分离的仪器设备舱两部分组成，质量一般为数十千克到数百千克，常用的不超过100 kg，火箭弹道顶点高度通常为60～150 km。气象火箭可从各种地区发射，可从地面发射，也可由水面船只发射。气象火箭可以采用两种测量方式。一种是在飞行过程中直接测量；另一种是在弹道顶点附近弹出测量仪器，用降落伞减速，在下降段进行测量。气象火箭可以抛出充气膨胀球体、金属箔条或化学发光物，通过地面雷达进行跟踪测量。它也可以依次抛出榴弹，通过声波间接测量大气温度。广泛采用的传感器包括电阻温度计以及薄膜式、热力式、电离式和磁电式压力表。地面站负责接收、记录并处理箭上遥测装置发送的测量信息。

（撰写：李大耀　吴宏斌　审订：魏其勇）

qixiang weixing

气象卫星　meteorological satellite　对地球及其大气层进行气象观测的遥感卫星。气象卫星带有各种气象遥感器，主要有多通道高分辨率扫描辐射计、高分辨率红外分光计、微波辐射计等，能够接收和测量地球和大气层的可见光、红外和微波的辐射和反射，并将它们转换成电信号发送回地面。地面站对卫星送回的原始数据进行计算和处理后，得出各种气象信息资料。气象卫星按轨道不同，分为太阳同步轨道气象卫星和地球静止轨道气象卫星。太阳同步轨道卫星可以获得全球气象信息，如我国的"风云"1号气象卫星；地球静止轨道卫星可以对目标区域进行连续气象观测，如我国的"风云"2号气象卫星。两种类型的卫星相互补充，协同观测。气象卫星一般是军民两用，也有专用的军事气象卫星。目前除中国外，美国、俄罗斯、欧洲、日本和印度都先后发射了气象卫星。气象卫星观测范围广，观测次数多，观测时效快，观测数据质量高，不受自然条件和地域条件的限制，所提供的气象信息已广泛用于日常气象业务、大气科学、防灾减灾、环境监测、海洋学和水文学的研究。



中国"风云"1号(左)和"风云"2号(右)气象卫星

（撰写：梁巍　审订：朱毅麟）

qixiang weixing ziliao jieshou chuli xitong

气象卫星资料接收处理系统　meteorological satellite data receiving and processing system　在地面接收气象卫星发送的资料并进行资料处理的技术系统。地球静止轨道气象卫星资料接收处理系统主要包括指令和数据接收站、卫星运行控制中心和数据处理中心；极轨气象卫星资料接收处理系统一般具有数个地面资料接收站和一个资料处理中心。气象卫星资料接收处理系统一般具有资料接收、通信传输、资料处理、存档分发、系统运行管理、卫星业务测控资料应用服务等功能，并提供研究和开发环境，整个系统应是一个具有高时效性、高可靠性、高自动化程度的24 h连续运行的业务系统。气象卫星发射国（地区），如美、欧、日等都设有大型的气象卫星资料接收处理系统。我国的气象卫星资料接收处理系统包括北京、广州、乌鲁木齐3个地面站和设于中国气象局国家卫星气象中心大楼内的资料处理中心与运行控制中心。3个站和资料处理中心之间设有甚小孔径终端（VSAT）和光缆通信系统，可将3个地面站接收的气象卫星资料实时传送至中心，经计算机系统处理后，生成各种图像和定量产品，在一定时效要求下（一般在10 min至1 h内）将产品发送给各种用户使用。该系统在功能和技术水平上和美、欧、日相应的系统大体相当。

（撰写：范天锡　审订：钮寅生）

qixiang weixing ziliao yuchuli

气象卫星资料预处理　preprocessing of meteorological satellite data　通常指图像和定量资料处理前对气象卫星原始资料所做的处理。气象卫星资料预处理的主要内容是对卫星发送的原始资料进行解包、解码、质量检验、定标、定位和格式变换等，再按照不同遥感器的数据，加入时间码、定标和定位等辅助信息，以规范化的格式生成数据集，以方便使用者作进一步的图像处理和定量产品的反演。气象卫星原始资料的存档一般也是存储经预处理后的数据集。预处理中有两个关键问题。一个是定标，即将气象卫星原始辐射计数值换算为物理量，如在可见光和近红外波段要换算为太阳光的反射率，在热红外波段要换算为地气热辐射的辐射率，在预处理中也可给出进行换算的定标系数。另一个问题是定位，即要给出每个观测点的地理经纬度位置，它可由观测时间码、观测角度、卫星轨道和姿态等参数计算得到。通常对于定位后的图像还要在海岛、海岸线、湖泊、河流等水陆边界清晰处与其准确的地理位置进行对比，求出偏差值，从而进行定位值的修正。这一过程通常称为定位的地标修正或地标导航，地标修正后的定位精度一般可达到1～2个像素。在预处理中，有时还要进行太阳高度角、卫星高度角、卫星和太阳之间的方位角的计算，进行各通道之间的像元配准和辐射的大气修正，对于使用阵列器件的遥感器，要进行阵列器件之间均一性的校正。

（撰写：范天锡　审订：钮寅生）

qixiang yaosu

气象要素 meteorological factor 表征大气状态的基本物理量和基本天气现象。在低层大气中，气象要素主要有大气温度、大气压力、空气湿度、风向和风速、能见度、云、降水、雷暴、雾、辐射等。在中层大气中，气象要素主要有大气温度、大气压力和密度、风向和风速等。在高层大气中，气象要素主要有大气温度、大气压力、各中性气体成分的数密度和大气总密度、总数密度及风向和风速等。一个地区一定时刻各种气象要素的综合表现，便是该时刻的天气。

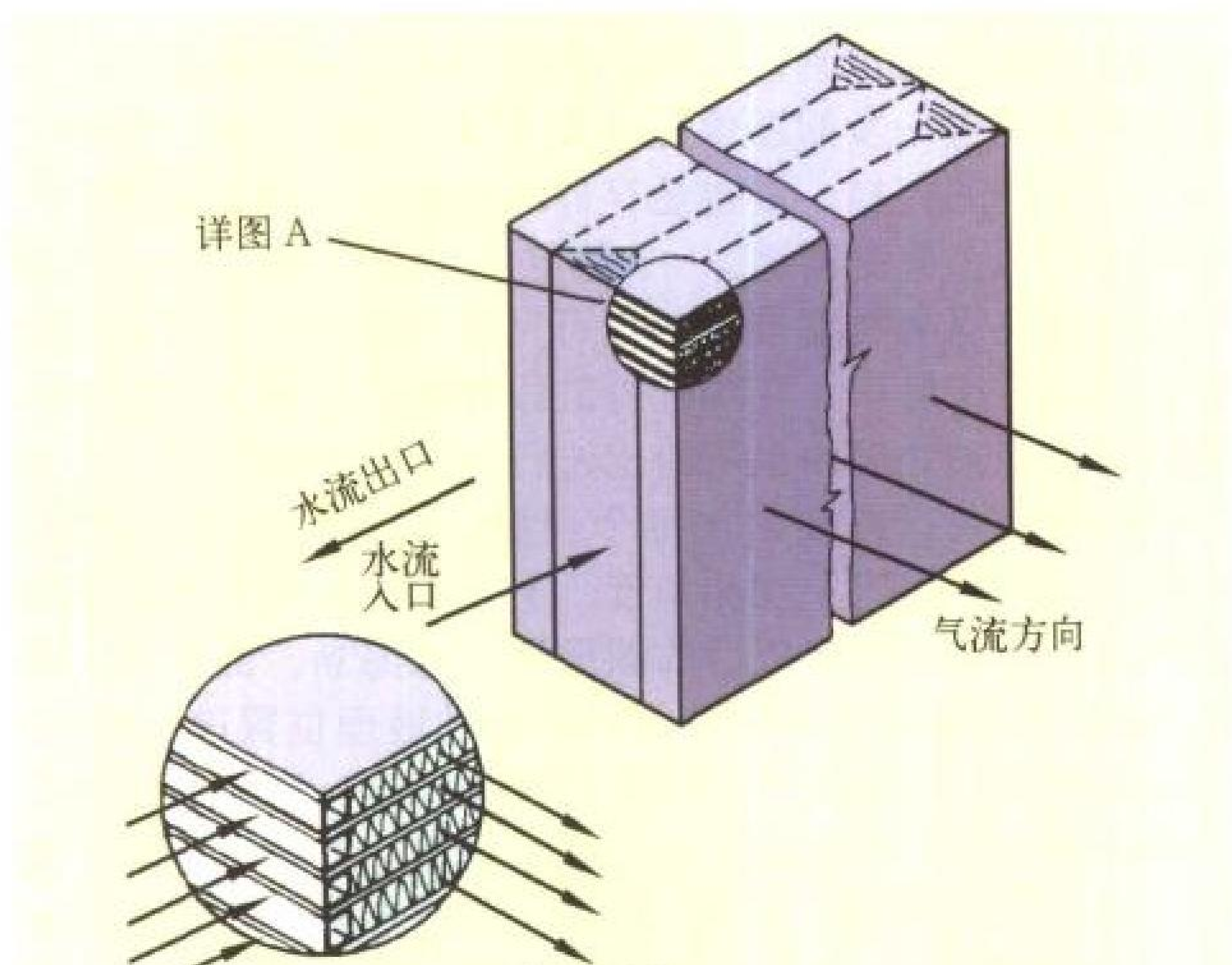
（撰写：田剑华 审订：郝亨）

qi ye rejiaohuanqi

气/液热交换器 gas / liquid heat exchanger 气体对液体的换热装置。载人航天器安装有大量气／液热交换器，用于舱内大气的散热。气／液热交换器有冷凝式热交器和散热式热交换器之分。航天飞机电子设备舱安装的气／液热交换器有两种工作模式：(1)气体质量流量每小时872 kg，温度40 °C，液体流量每小时227 kg，温度为17.8 °C，气体出口温度 ≤ 24.3 °C，液体出口温度 ≥ 34.9 °C。(2)空气流量每小时340 m^3，温度为38 °C，液体流量和入口温度不变，气体出口温度 ≤ 19.0 °C，液体出口温度 ≥ 26.0 °C。热交换器采用板／翅式结构，芯体结构十分紧凑。气体边的阻力损失应尽可能低，因此选用较高的翅片，液体边的翅片高度仅为气边翅片高度的1/4。为了保证热交换器具有10年以上的工作寿命，翅片材料选用不锈钢制成，芯体主要尺寸见表。热交换器采用叉流布局，气边单通道，液边4通道(见图)。

气／液热交换器芯体主要尺寸

参　数	空气边	水边
空气流程长度／mm	108	
水边流程长度／mm		398
翅片高度／mm	5.08	1.27
翅片厚度／mm	0.05	0.05
层数	30	31
隔板厚度／mm	0.1	0.1
通道数	1	4



气／液热交换器芯体结构

（撰写：尚传勋 审订：范含林）

qiyuanche

气源车 air supply vehicle 又称空气压缩机车。产生并提供高压、干燥、洁净压缩空气的专用车辆。气源车可以向导弹和其他地面设备提供压缩空气；向导弹的高压贮气瓶充填高压空气；向导弹推进剂系统和高压空气系统提供气密检查用气；向导弹发射箱和导弹包装箱提供贮存用干燥气体和向导弹及其他设备提供吹洗等工作的用气。气源车的工作压强属于高压范围，一般压强为35 MPa和15 MPa，最高可达40



气源车

MPa；供气干燥度的要求高，可以用露点温度来表示，一般露点温度可达到 −55 °C和 −40 °C；排气量要适应弹上使用要求，排气量越大，工作时间越短，可以缩短导弹作战准备时间，但排气量大，结构尺寸和质量也大，受到车载的限制，排气在1～1.5 m^3/min的范围内能满足使用要求。气源车的主机是压缩机，压缩机由电动机或柴油机带动。在气源车上除了压缩机组以外，与它配套的设备还有冷却器、油水分离器、干燥器和过滤器等。空气在被压缩、冷却、油水分离后，进入干燥器，进一步吸收水分，并经过过滤器除去机械杂质，达到露点指标，再通过供气装置向外输气或输送到贮气瓶贮存。除以上主要设备以外，还有操纵仪表、电气系统等设备，全部设备均安装在汽车底盘上，用密闭车厢进行防护。

（撰写：沈适生 审订：胥日仲）

qizhacang

气闸舱 airlock 是载人航天器中航天员进入太空或由太空返回时使用的气密装置。它有两个气闸门，一个与密封舱连接，称内闸门；另一个是通向太空的外闸门。闸门的开启可用电动机构自动控制，也可手动。活动密封部位通常采用双道密封圈结构。气闸舱设有控制台、供气与排气装置、压力平衡阀、通气和照明设备。气闸舱有两种形式，一种为用与舱体结构同样材料制造的固定形状的结构，另一种为用金属或非金属材料制造的可伸展结构。航天员在出舱进入太空活动之前，在座舱内穿好航天服，走出内闸门后再将其关闭，将气闸舱内压力与舱外空间压力平衡后，才能打开外闸门进入太空。航天员返回时按相反顺序操作。苏联“上升”2号载人飞船首先使用了三层非金属壳体组成的可伸展的气闸舱，航天员A.A.列昂诺夫利用它走出舱外，进入太空。

（撰写：沈人杰 审订：娄汉文 陈烈民）

qianyin quli fadian zhuangzhi

牵引取力发电装置 take-off driven generator 从牵引车辆

发动机输出轴上取力驱动同步发电机进行发电的一种装置。牵引取力发电装置的运行方式有两种：一是行驶取力发电运行方式，此时牵引取力发电装置应采用变速恒频发电系统或是用机械液压恒速传动装置驱动发电机；二是驻车取力发电方式，即车辆行进过程中不发电，当车辆停止以后才从牵引车取力发电，此时可采用一般带调速器和调压器的机组常规发电方式。驻车取力发电装置的优点是体积小、质量轻，牵引发动机可以一机两用，省去一台发动机。但驻车取力发电时，电能质量可能稍差些，这是由于发动机在出厂调整时，驱动变速运行与发电恒速运行两种工况很难同时达到最佳状态。这种发电方式在国外已用于探矿和野外作业的动力和照明电源。我国正在研究将其推广用作对电能质量要求不太高的移动电源或民用移动电源。（撰写：刘凤君　审订：王武贤）

qianzhi shifang fashe zhuangzhi

牵制释放发射装置　holdback and release device　在发射准备阶段和发动机点火直到起飞前牢固连接运载器与发射台，而在接受指令后解脱连接，以控制火箭发射起飞的装置。它是采用控制发射方式的发射（平）台的主要系统之一，在美、欧获得普遍应用，可以提高发射任务的有效性和安全性。日本、俄罗斯和印度也相继采用了这种装置。由机构直接承受牵制力的属于机构型牵制释放发射装置。它具有支承、牵制与减载释放功能并可合而为一，可靠性由机构和系统保证，工作特性可以调节和在射前验证，系统组成较复杂和响应速度较低等特点，多应用于“土星”、“阿里安”系列和印度液体火箭的发射（平）台。由爆炸器直接承受牵制力的属于爆炸器型牵制释放发射装置。它具有工作特性在临射前不能调节和验证，可靠性与爆炸器的可靠性相关，需采取防污措施，响应速度较高、冲击较大和系统组成较简单等特点，多应用于美国航天飞机和日本 H－2 火箭等需与固体助推器连接的发射（平）台。（撰写：张福全　审订：綦连贵）

qianshi hongwai

前视红外　forward looking infrared (FLIR) system　置于飞行器前端、向飞行器前方观察的红外成像系统。20 世纪 60 年代初，美空军为了区别那些向下看而不是向前看的红外下视成像系统而引入了前视红外的概念。由于应用范围的扩大，人们把它引申为用于各种军用设备上的实时红外成像系统，统称为前视红外，并成为国际上通用的一个专用术语。工作在 3～5 μm 和 8～14 μm 大气窗口的系统分别称作中波和长波前视红外。典型的前视红外系统由 5 个主要部分组成：光学成像器／红外探测器组件，信号预处理电路，图像处理器，电源，控制和显示。前视红外广泛地用于导弹精确制导，机载吊舱的瞄准和导航，车载和舰载的目标监视、搜索和跟踪等。随着红外成像技术和相关技术的进步，前视红外趋向于向凝视型、轻小型化、高性能和智能化方向发展。（撰写：杨应槐　审订：孙再龙）

qianting gongneng shiyan

前庭功能实验　vestibular function test　旨在检查和提高候选航天员前庭功能的各种实验。前庭功能实验是航天医学研究和航天员选拔训练的重要内容。它一般以直接或间接刺激前庭器官为输入，以观察各种行为和生理反应为输出。目前常用的实验方法有两种：一是多功能转椅法，用来检查和训练人对角加速度的感受功能；二是四柱秋千法，用来检查和训练人对线性加速度的感受功能。给被试者视觉动感刺激以诱发前庭反应的视动装置也是常用的手段之一。此外，冷热水灌耳法简单易行，是常用的等效补充手段。（撰写：张福冬　审订：魏金河）

qianting zizhu shenjing fanying

前庭自主神经反应　vestibulo-autonomic reaction　前庭感受器受到的刺激超过一定的阈值时，通过一定的反射途径产生的自主神经反应。它主要表现为面色苍白、出冷汗、恶心、呕吐以及心率、血压、呼吸等方面的变化。自主神经包括交感神经和迷走神经，控制心血管、肠胃等内脏及皮肤汗腺的活动，其基本控制中枢位于脑干的中缝核区。前庭核在对前庭传入信息进行整合后，经小脑影响下丘脑的活动，使抗利尿激素和促肾上腺皮质激素分泌增加，并影响自主神经活动，引起面色苍白、出汗、流涎和心率、血压变化，亦可通过下丘脑影响边缘系统及大脑皮层的活动，引起恶心、眩晕、嗜睡等不良感觉。另外，前庭小脑束的信息还可影响脑干的催吐中枢而产生呕吐，成为运动病的一个主要特征。（撰写：蒋昌林　审订：魏金河）

qianxiang boguan leida fasheji

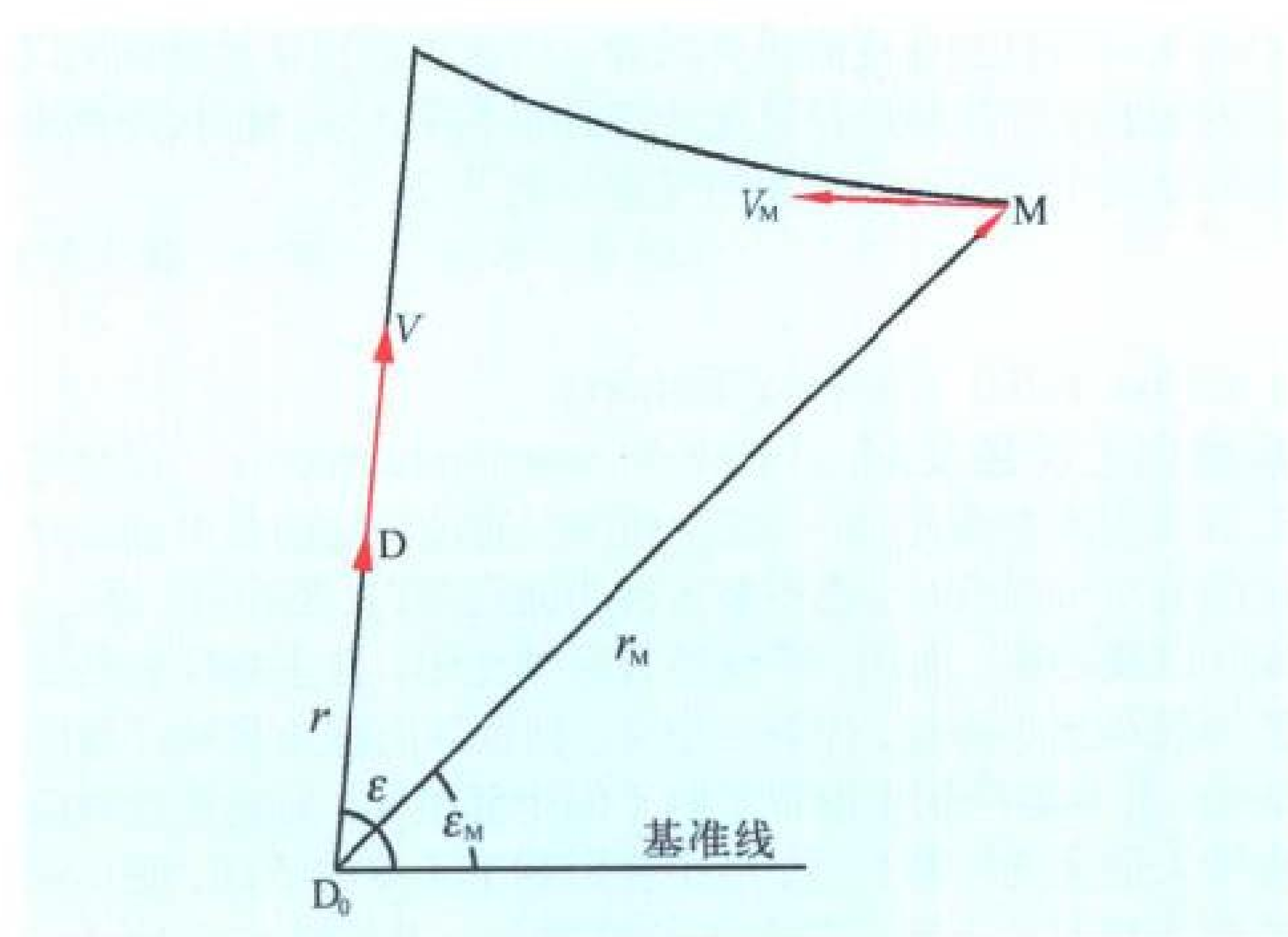
前向波管雷达发射机　forward-wave tube radar transmitter　以前向波管（全称为前向波正交场放大管）作为末级输出管的主振放大链式雷达发射机。主振放大链式发射机的性能和输出级密切相关。前向波管采用分布发射阴极，导流系数高，工作电压低。由于是重入式结构，故在 M 型管中效率较高（大于20%）。又由于前向波相互作用，所以它具有较宽频带（大于10%），其工作电压在频带内基本不变。前向波管具有良好的相位特性。在大激励低增益的区域，由于相互作用过程的相位锁定性质，它的相位灵敏度是很低的，当高频激励一定而直流电压变化时，其值约为 1°～ 5°／1% $\frac{\Delta E}{E}$；当直流电压固定而激励功率变化时，其值约为 2°～5°/dB。前向波管的调幅／调相转换系数大约为 2°/dB，在频带内的相位线性度也较好（最大偏离 5°～10°）。前向波管可冷阴极工作，这不仅提高了抑制寄生振荡的能力，延长了阴极寿命，而且简化了设备。按运用和结构，前向波管的调制方式可以是阴调方式、带控制级的调制方式和自调制方式（B 类运用）。前向波管还有一个特点是输出功率高。此外，前向波管不工作时具有直通性能而且插损很小，所以，前向波管雷达发射机可实现功率程序控制。前向波管最大的不足是增益较低（典型值约为 10～13 dB），导致放大链的级数略多。（撰写：阙家骏　审订：冷国卿）

qianzhiliangfa

前置量法　prediction method　将导弹瞄准点超前于目标一定量的制导方法。对于地面制导系统，就是“导引站—导弹线”始终超前“导引站—目标线”一个角度，这个角度应使导弹在飞向目标的过程中弹道曲率较小。此导引方程为

$$\varepsilon = \varepsilon_M + A \cdot \Delta r$$

式中 ε 为导弹相对地面坐标原点（导引站）的角参数；ε_M 为目标相对地面坐标原点（导引站）的角参数；A 为前置系数；Δr 为目标与导弹的斜距差，导弹命中目标时，$\Delta r = 0$，$\varepsilon = \varepsilon_M$。对于两点制导，就是使导弹速度矢量超前目标瞄准线一个角度。



前置量法

D_0—导引站；D—导弹；M—目标；V—导弹速度；V_M—目标速度；r—导弹矢径；r_M—目标矢径

（撰写：羌 锣　成楚之　审订：彭冠一）

qianzhi penguan

前置喷管　forward nozzle　也称倒置喷管。置于发动机前部，并与发动机轴线成不大于90°夹角的喷管。该种喷管产生沿发动机前进方向的推力，如图1所示。一般发动机的喷

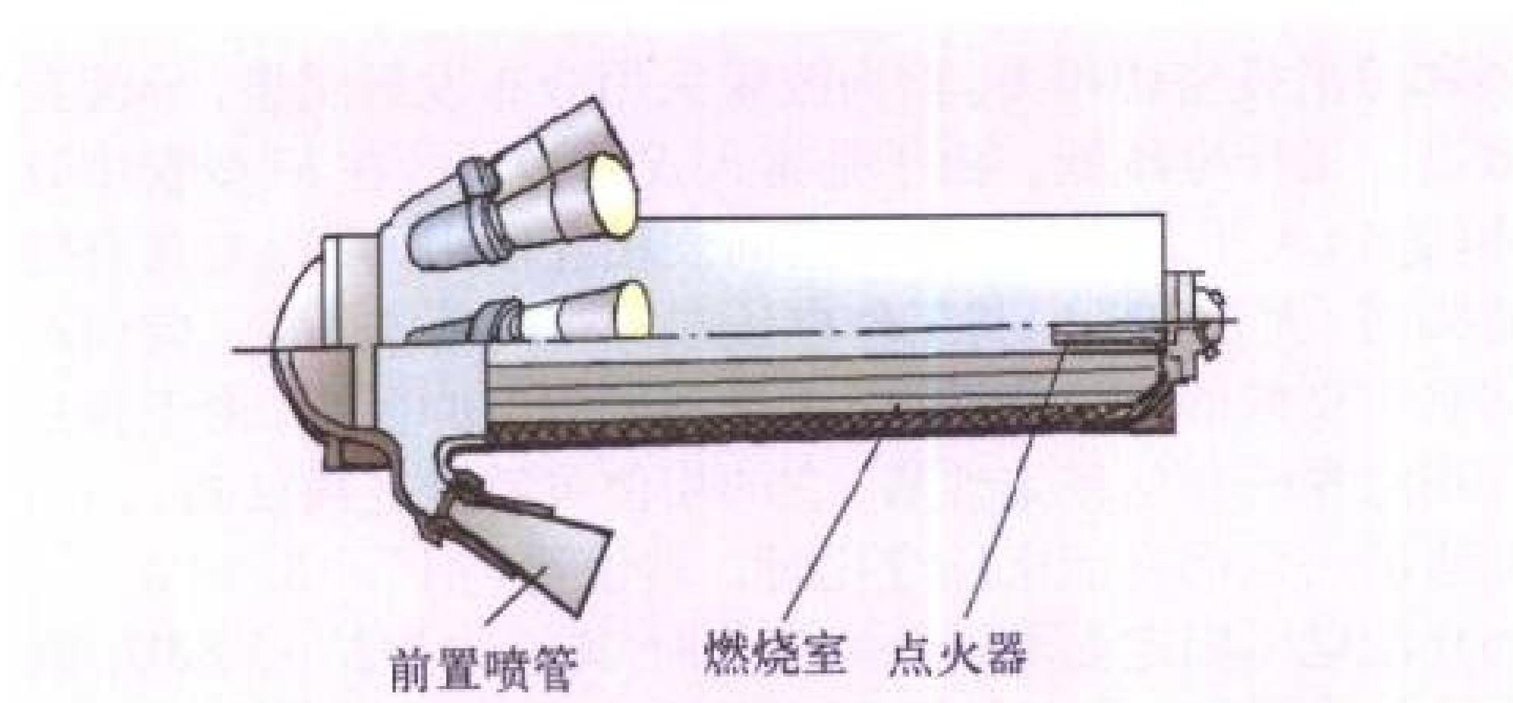
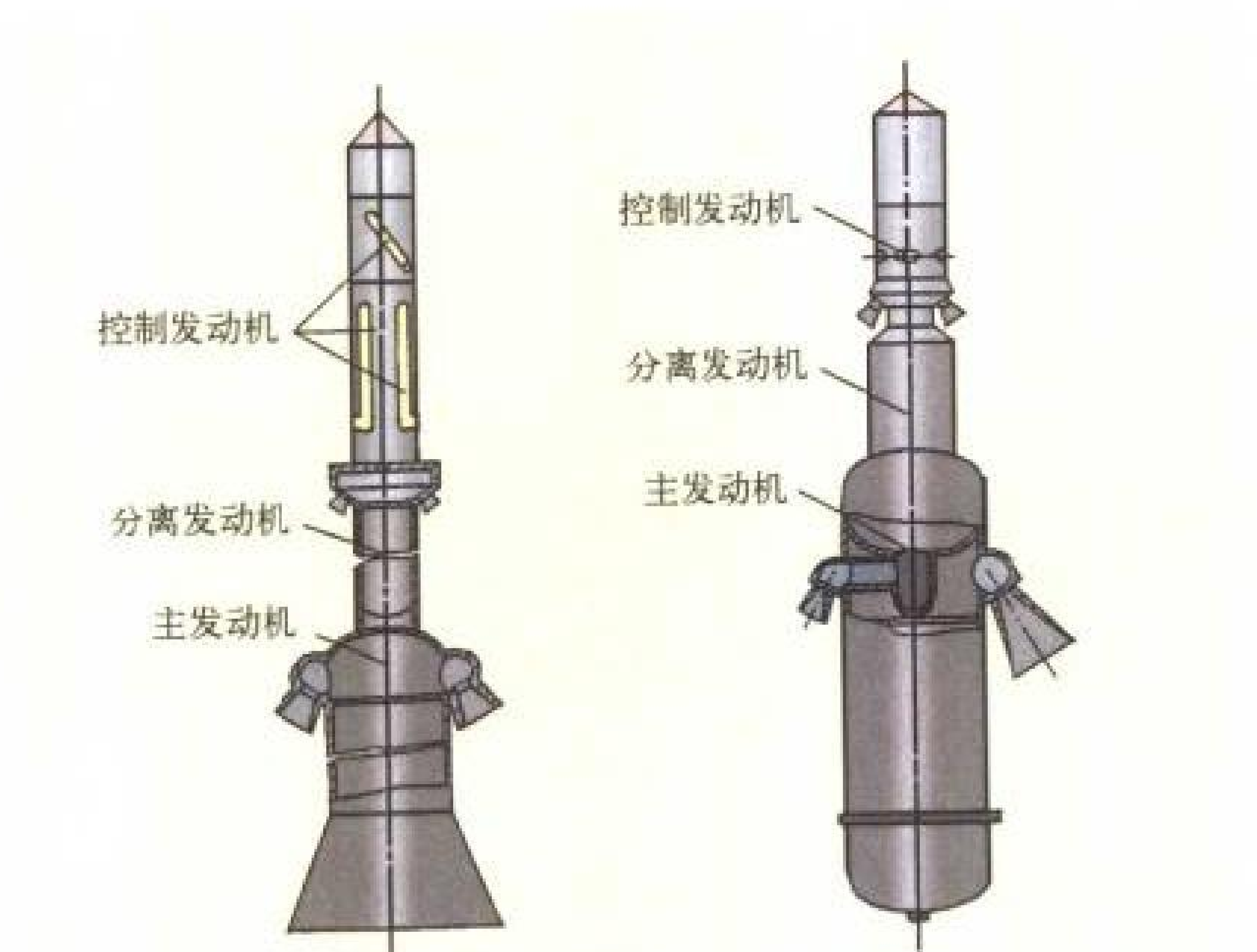


图1 使用前置喷管的发动机示意图

管多置于后端，在燃烧室壳体后端盖上安装一个或多个喷管，喷管轴线与发动机轴线平行或交叉成不大于90°的夹角。但有些发动机为了满足总体结构布置上的要求，需把喷管置于发动机前部，这样就形成了喷管的前置（倒置）形式。



(a) 改进的“联盟号”飞船应急救生系统动力装置　(b) “联盟”TM飞船应急救生系统动力装置

图2 前苏联在飞船救生系统的发动机上应用的前置喷管

我国“神舟号”飞船逃逸救生系统中的两种固体火箭发动机采用这种结构形式。前苏联“联盟号”等飞船的应急救生系统也有多种发动机采用了前置喷管的结构形式，如图2所示。

（撰写：黄坚定　审订：刘志武）

qiandi daodan shuixia yaoce

潜地导弹水下遥测　submarine-to-ground missile underwater telemetry　在潜地导弹研制阶段，对导弹在海水中高速运动时的力学环境、水中弹道及出水姿态等参数进行的遥测。由于海水对无线电波的强衰减，潜地导弹的水下遥测只能采用实时采集、存储记忆、出水重发或回收重放的方式，即记忆重发遥测或回收重放遥测。实现记忆重发遥测的技术途径是在弹载遥测系统中配置大容量静态存储器，将水中段采集的数据实时存入存储器中，延时至导弹出水后重发。为确保水中段数据的可靠接收，导弹在空中运动时，将水中段数据嵌入实时帧中，采用不同速率重发。同时地面要配备相应的可编程接收解调和处理设备。记忆重发遥测具有数据接收实时性好和弹载设备抗水中恶劣力学环境性能强的优点，是水下遥测的主要手段。实现回收重放遥测的技术途径是在弹载遥测系统中配置小型磁记录器或固态存储器，在导弹工作结束后回收重放。磁记录器信息存储容量大，即使磁带浸水数据也仍能保持完好，但因磁记录器有运带机构等机械运动部件，在导弹出筒和出水的强冲击特征段数据易丢失，须采取整体减振缓冲措施，工程实现较复杂，故已被固态存储器取代。固态存储器有记录参数精度高、非易失性、存储容量可任意配置、抗恶劣力学环境性能强、体积小、质量轻等优点，但仍需回收，是水下遥测的辅助手段。

（撰写：张国瀛　审订：李福昌）

qiandi zhanlüe daodan

潜地战略导弹　submarine-to-ground strategic missile　从水下潜艇发射，攻击地面战略目标的导弹。通常为携带核弹头的弹道式导弹（有时将携带核弹头的远程潜射巡航导弹也列为潜地战略导弹）。它和导弹潜艇及发射、指挥、控制、通信系统构成潜地战略导弹武器系统。潜地战略导弹由弹头、动力装置、弹体结构、制导等分系统组成。弹头是具有核装药的单弹头或多弹头；动力装置一般采用火箭发动机；制导系统采用惯性或复合制导。导弹放置于潜艇特定部位的专用发射筒内，用高压燃气将其弹出发射筒。潜地战略导弹的长度受潜艇尺度的严格限制，内部仪器设备的装填密度较大。考虑到导弹在水中无控运动的稳定性和出水后的姿态，一般采用粗钝的水中弹头外形。潜地导弹的水下发射技术比较复杂，是导弹研制过程中的关键技



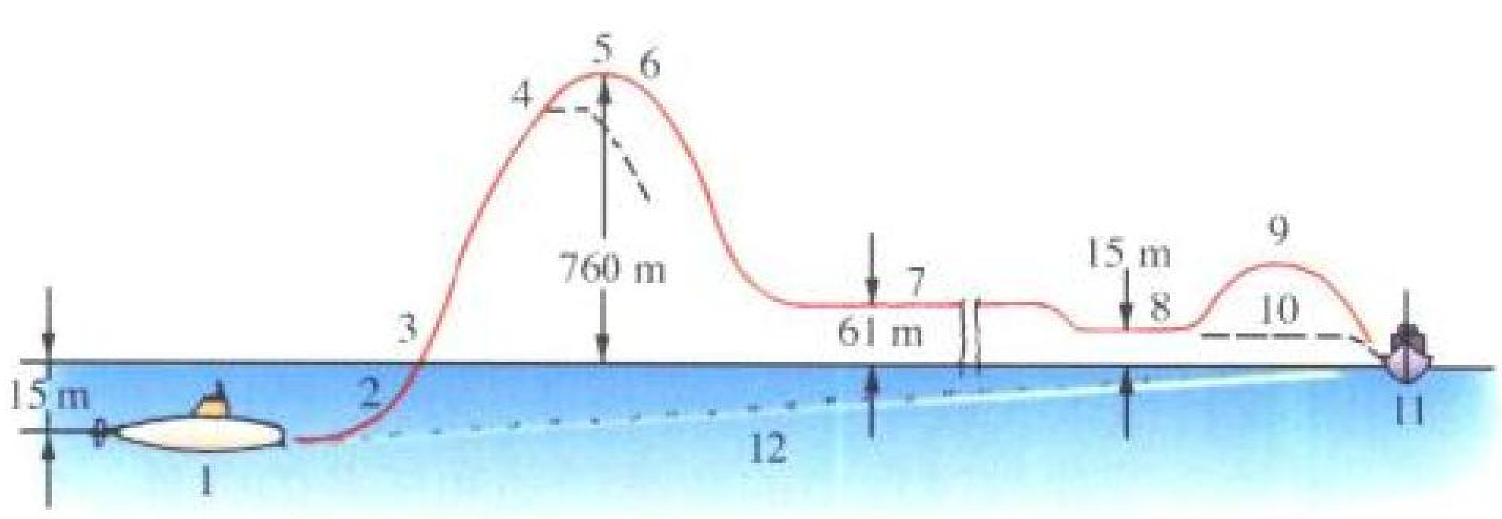
潜地战略导弹

术。由于发射平台(潜艇)处于运动状态，并且受海流、涌浪等因素的影响，纯惯导的潜地导弹的命中精度略低于地地导弹。另外，潜地导弹弹上仪器设备的使用环境均比地地导弹恶劣。潜地战略导弹具有机动性大、隐蔽性好、生存能力强、可随时实施攻击等优点，并且可以用潜艇的航程弥补导弹射程的不足。因而，一个国家在地地战略导弹研制水平发展到一定阶段后，便开始潜地战略导弹的开发。目前，潜地战略导弹已成为战略武器的重要组成部分。

（撰写：郝文斌　审订：刘宝镛）

qianjian daodan

潜舰导弹 submarine-to-ship missile　由潜艇从水下发射，攻击水面舰船的导弹。按多用途、系列化原则发展的现代潜舰导弹属反舰导弹之一。其主要性能特征与属于同一系列的其他导弹基本相同。主要差别在于，它比其他反舰导弹多了一个从潜艇发射后的出水过程。由于水下发射技术难度大，直至20世纪70年代，水下发射潜舰导弹才问世。为实现潜舰导弹水下发射，需解决水下发射方式、潜航方式和出水分离方式三方面问题。水下发射方式有3种：鱼雷管水平发射、斜置发射管发射和水下垂直发射。鱼雷管发射简单易行，但只适于弹径小于533 mm的导弹；斜置发射管发射可用于发射弹径大些的导弹，但潜艇需经过专门设计和改装；潜舰导弹垂直发射是20世纪80年代以后才研制成功的，主要用于发射大型远程潜舰导弹和巡航导弹。水下潜航方式已采用的有运载器浮力式和自推式及裸体弹自推式和弹射式。主要出水分离方式有水下分离式和出水后空中分离式。潜舰导弹因其发射平台潜艇具有隐蔽性好、机动范围大、生存率高等优点，因而成为大中型水面舰船及其编队的主要威胁，是反舰导弹的重点发展类别。



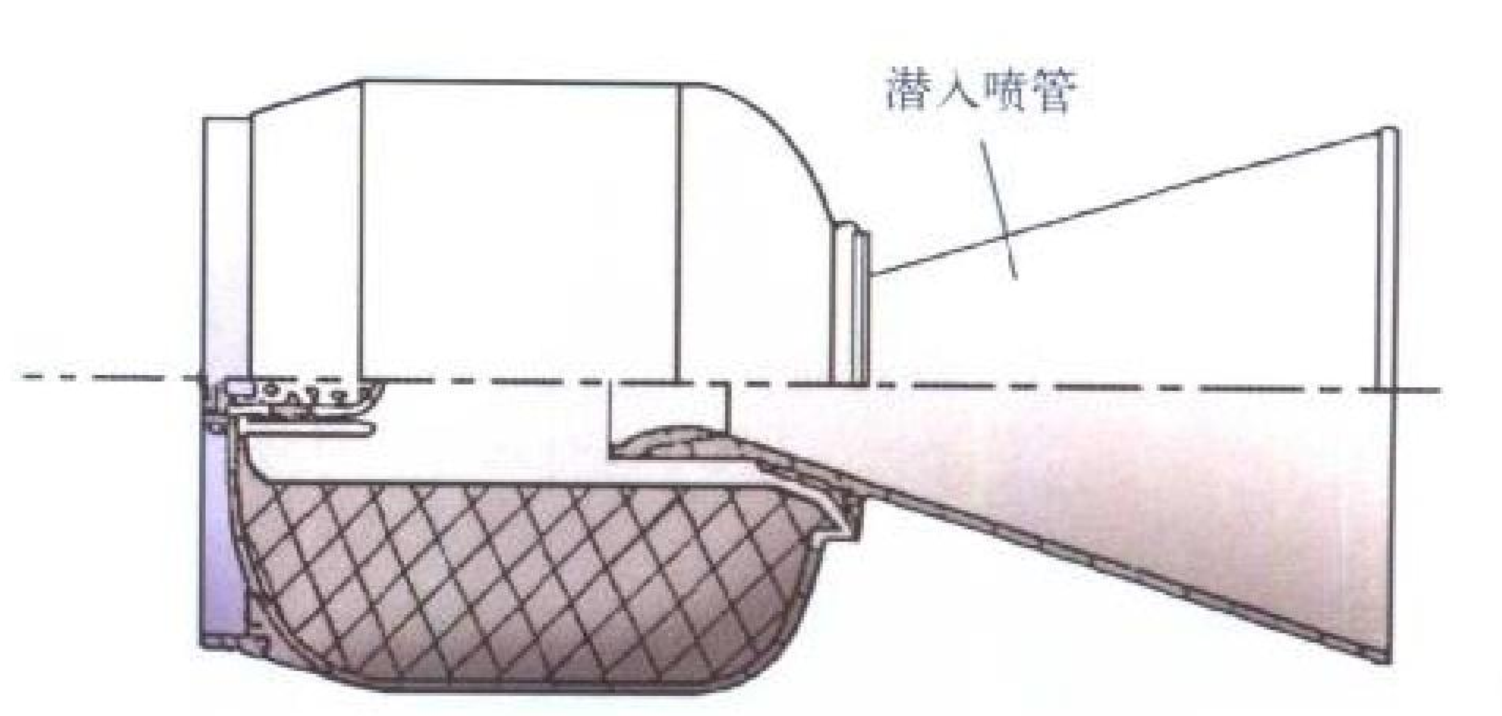
典型潜舰导弹及其发射飞行过程示意图

1—发射潜艇；2—转弯；3—出水，导弹从运载器中发射；4—助推器分离，涡轮喷气发动机启动；5—弹道最高点；6—导弹下降，并转向目标方向飞行；7—下降至巡航高度巡航飞行；8—下降至掠海高度飞行；9—跃升弹道；10—平直弹道；11—目标；12—目标探测

（撰写：毕士冠　审订：黄瑞松）

qianru penguan

潜入喷管 submerged nozzle　部分喷管体潜入燃烧室自由空腔中的喷管。采用潜入喷管可使发动机长度缩短，结构更加紧凑；当发动机长度一定时，采用潜入喷管可以增加喷管扩张比，或者增加燃烧室的长度，多装推进剂，两者都能增加发动机总冲量，提高导弹、火箭的末速，增加导弹、火箭射程，但会引起喷管的潜入损失。设计潜入喷管，要合理选择喷管入口段形状和头帽背壁防热层材料，防止潜入部分由于内外压差引起结构失稳和潜入部分喷管背壁的过度烧蚀。潜入深度根据发动机具体要求而定。喷管潜入部分长度与喷管总长的比称为喷管潜入比，一般喷管最大潜入比不大于0.5。



潜入喷管

（撰写：王树声　仲瑞昌　审订：黄坚定）

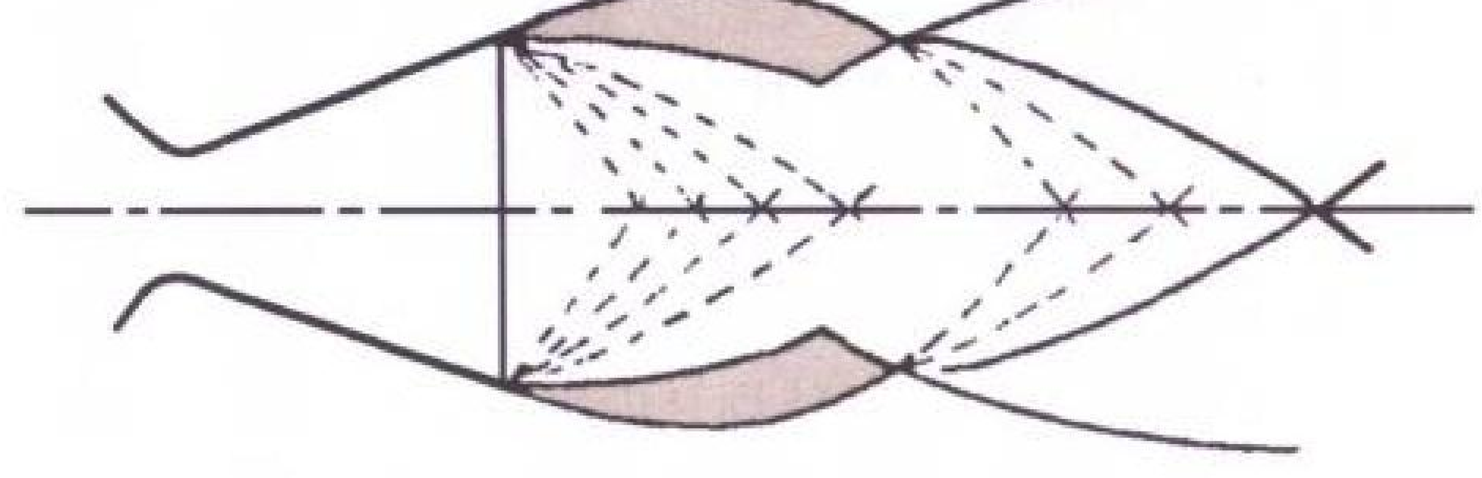
qianzai tonglu fenxi

潜在通路分析 sneak circuit analysis　在产品的所有组成部分均正常工作的条件下，确定能抑制正常功能或诱发不正常功能的潜在通路的可靠性分析技术。潜在通路分析是以工程图纸和生产文件为依据的，是用来识别潜在的通路、设计和图纸差错的工程方法。潜在通路分析通常不考虑环境变化的影响，也不去识别由于硬件故障、制造或对环境敏感所引起的潜在通路。多数潜在通路并非在系统每次运行时都会起作用，而必须在某种特定条件下才能起作用，这就难以通过试验来发现是否存在潜在通路。存在潜在通路并非一定是不良状况，这就必须对潜在通路的内在本质加以仔细研究，并确定它对电路功能的影响。潜在通路可归纳为4种表现形式：潜在电路、潜在时间、潜在标志和潜在指示，这些都可能使系统发生故障。潜在通路分析通常在设计阶段的后期文件完成之后进行。由于工作量大，潜在通路分析需借助计算机处理，且只考虑对完成任务和安全至关重要的组件和电路。

（撰写：蒋轩祥　审订：耿秉坤）

qianpengzhang

欠膨胀 under expansion　火箭发动机喷管出口压强大于发动机所在环境压强的一种工作状态。在实际的发动机设计中，往往由于喷管受到结构形式、尺寸、质量等方面的限制，使燃气通过喷管不断膨胀到出口面时，燃气的压强仍高于环境压强，也就是燃气膨胀不足。另一种情况是发动机在地面开始工作时，喷管出口面的燃气压强是近似等于环境压强的，但随着飞行高度的增加，环境压强不断降低，这样喷管出口面燃气压强就会高于高空的环境压强，使喷管工作在欠膨胀状态。在欠膨胀工作状态下，喷管出口面的气流会产生一系列的膨胀波而向外扩散，如图所示。



喷管出口气流欠膨胀

（撰写：黄坚定　审订：刘志武）

qianrushi ruanjian

嵌入式软件 embedded software 运行在嵌入式计算机上的软件。例如,运行在飞机、卫星、导弹系统中的嵌入式计算机上,完成制导、导航、数据管理和指挥控制等工作的软件。一般说来它具有实时性、高可靠性、高安全性等特点。

（撰写：叶东升 审订：周 涛）

qianrushi ruanjian anquanxing

嵌入式软件安全性 embedded software safety 嵌入式软件在系统规定的条件下及时间内运行，完成规定的功能，而不致引起系统发生不可接受的风险的能力。软件安全性定义明确说明了3点：(1)软件安全性是在系统环境中存在，由系统表现出来的一种软件属性；(2)软件安全性是软件处于运行状态，在完成规定功能的过程中的行为特征；(3)软件安全性是一种能力，是软件在运行中完成规定功能而不致引起系统发生不可接受的风险的能力。软件安全性与一般硬件或系统安全性不同。GJB 900-90标准中的安全性定义为"不发生事故的能力"，而事故是"造成人员伤亡、职业病、设备损坏或财产损失的一个或一系列意外事件"。软件产品本身不会单独直接发生上述意义的事故，仅当软件用于可能发生事故的系统中时，才有可能因软件失效而引发事故。

（撰写：宋晓秋 审订：刘德贵）

qianrushi ruanjian banshiwu fangzhen ceshi pingtai

嵌入式软件半实物仿真测试平台 embedded software hardware-in-the-loop simulation testing platform 采用半实物仿真技术，使用嵌入式计算机系统实物、系统中其他子系统实物或其物理或数学仿真器构成的兼有实物和仿真器的测试系统回路。它一般由嵌入式计算机系统实物、仿真计算机和测试计算机构成。仿真计算机和嵌入式计算机系统实物构成一种闭环计算环境，测试计算机可以进行数据接口、测试管理、用例注入、执行信息跟踪、结果显示等工作。由于嵌入式计算机系统实物的实时运行要求，仿真计算机提供的仿真计算应达到实时速度。它主要用于嵌入式软件确认测试和系统测试，可对软件功能、时序、接口进行全面测试，也可用于单元测试和组装测试。它可以较完整地测试软件执行需求功能的完整过程，同时闭环计算环境使软件计算结果更真实，且有一定的可控性，可以通过仿真模型及参数的调整设计一些系统级测试用例，也可设计完整的测试情景。

（撰写：周 涛 审订：叶东升）

qianrushi ruanjian ceshi gongju

嵌入式软件测试工具 embedded software testing tool 用来辅助测试嵌入式软件的一种计算机程序。它是一般软件测试工具用于嵌入式软件测试时的加强和补充。它一般包括4种功能：(1)为测试提供一个受控的环境，如目标系统过于简单而又不便使用时，可在更强有力的宿主机上去模拟该系统；(2)为测试确定一组数据，主要是决定哪些数据能最彻底地走遍被测试系统；(3)为测试过程提供软件，支持整个测试过程，并能对测试结果作出分析判断；(4)为支持特定测试技术提供软件，如覆盖分析和实时特性分析。有些工具综合了上述多种功能类型。它还包括静态测试工具，如代码分析器。针对嵌入式软件测试的特点，工具有特定的设计和实现，包括提供目标机仿真器；支持汇编语言程序的代码分析和覆盖分析；尽可能少影响被测软件运行的逻辑和时空特性，如精练、高效的插装；支持按概率分布的随机数据发生等。一般的测试支持工具包括测试文档生成和数据比较器，测试数据库管理等也可用于嵌入式软件测试。数学仿真软件在过程控制这样的实时响应式系统软件测试中有重要的作用。它通常支持白盒测试、黑盒测试，可用于功能测试、性能测试、可靠性测试、强度测试、情景测试等测试项目及各阶段测试。

（撰写：周 涛 审订：叶东升）

qianrushi ruanjian ceshi pingtai

嵌入式软件测试平台 embedded software testing platform 用于综合测试嵌入式软件各项功能、性能特性所必需的一组自动工具、固件和硬件的集合。例如，探测工具、模拟程序以及其他支持软硬件。嵌入式软件测试平台可分为系统联试平台、半实物仿真测试平台和全数字仿真测试平台。通常包括：(1)计算机系统，可以提供测试人员使用的计算机硬件与软件配置；(2)测试工具，即测试过程中需要用到的辅助完成特定测试的软件，如覆盖分析工具和实时特性分析工具；(3)测试运行系统，即用于运行被测软件必需的嵌入式计算机系统、系统中其他设备或它们的仿真器、等效器的集合，如星载计算机、仿真设备等；(4)测试数据库，即存放被测程序、测试辅助程序、测试用例、测试结果、预期结果等的数据库；(5)自动化测试工具，即支持测试工作按一定的指令、方法、步骤、规程进行的软件辅助工具，如自动化测试脚本执行和测试文件自动生成。它主要用于确认测试和系统测试阶段，也可用于单元测试和组装测试阶段。在测试平台上可以综合进行功能测试、性能测试、可靠性测试、强度测试、情景测试等。不同测试平台的可控性和真实性不同，可以进行的测试项目也不同，测试中要综合使用不同的测试平台。

（撰写：周 涛 审订：叶东升）

qianrushi ruanjian kaifa gongju

嵌入式软件开发工具 embedded software development tool 一类用来支持嵌入式软件在分析、设计、编码、调试、测试、运行、维护和管理等过程中的各类活动和任务的软件。例如，嵌入式软件分析工具、设计工具、编码工具、测试工具、维护工具和软件项目管理工具、配置管理工具等。与主机式软件开发工具的不同之处在于，嵌入式软件开发工具更能适应嵌入式软件的实时性、嵌入性等特点。使用这类工具能提高嵌入式软件产品的生产效率和产品质量。

（撰写：叶东升 审订：周 涛）

qianrushi ruanjian kaifa huanjing

嵌入式软件开发环境 embedded software development environment 支持嵌入式软件产品开发的软件系统。它由软件工具和环境集成机制构成，前者用来支持嵌入式软件开发过程中的各类活动和任务，后者为工具集成提供统一支持。嵌入式软件开发环境不是软件工具的简单堆积，而是软件工具的有机集成，相关软件工具可以协同工作，支持一定的软件开发方法。传统意义上的嵌入式软件开发环境比较局限，只包含嵌入式实时操作系统、交叉编译工具、调试工具等。现代的嵌入式软件开发环境除了包含以上工具外，还包括嵌入式软件分析工具、软件设计工具、软件测试工具以及软件配置管理工具、软件项目管理工具等。

（撰写：叶东升 审订：周 涛）

qianrushi ruanjian quanshuzi fangzhen ceshi pingtai
嵌入式软件全数字仿真测试平台 embedded software digital simulation testing platform 采用数字仿真技术对嵌入式计算机系统和嵌入式系统中的其他子系统进行仿真而建立的一种嵌入式软件测试平台。它包括：(1) 目标机系统仿真器，是一种用软件实现的仿真器，包括处理器、内存、可编程器件、用户电路及它们之间连接的仿真；其输入数据包含为计算机书写的汇编程序或目标文件，输出包含各种寄存器、标志、存储器和I/O端口信息；(2) 数学仿真，即构造一个系统或过程运行的数学模型，通过数学推导预测在各个阶段上的运行结果。在数学模型中，各计算元素都用来代表所有子系统。它的优点是：使软件测试可以和硬件开发并行进行，易于提前发现问题；可控性高，测试可重复；相对于半实物试验安全、可靠、成本低；可发现系统联试中不易发现的问题；支持结构测试和故障注入。它的缺点是仿真运行速度慢，仿真有真实性局限。它主要用于嵌入式软件确认测试，可对软件功能、逻辑进行全面测试，也可用于单元、组装测试及部分系统测试项目，还可进行控制流分析，数据流分析，时间特性分析，测试数据管理、构造和注入等工作。

（撰写：周 涛　审订：叶东升）

qianrushi ruanjian quanshuzi fangzhen yunxing pingtai
嵌入式软件全数字仿真运行平台 embedded software digital simulation running platform 一种可支持嵌入式软件仿真运行的软件系统。该软件系统利用数字仿真技术对嵌入式系统中的计算机及其他相关子系统进行仿真，为嵌入式软件提供一个虚拟的目标机及相关的外部数据环境。该平台配以软件调试工具即可构成嵌入式软件全数字仿真调试环境。嵌入式软件开发者在目标机硬件产品未得到之前就可在此环境上对嵌入式软件进行调试，实现嵌入式系统软硬件产品的并行开发，提高嵌入式软件产品的研制效率。该平台配以软件测试工具，即可构成嵌入式软件全数字仿真测试平台。

（撰写：叶东升　审订：周 涛）

qiangzhi kuidian xiangkongzhen tianxian
强制馈电相控阵天线 phased array of constrained feed 将天线单元和馈电网络组装在一起，构成一个阵面的相控阵天线。阵面上的天线单元的能量分布通过馈电网络按要求进行分配。因此，阵面上除天线单元和移相器组件外还安装有复杂的馈电网络，如行馈、列馈、和差器、连接波导等。馈电网络可用波导，也可用微带线。该型天线由若干个辐射单元和移相器构成一个组件，分别固定在刚性好的阵面壳体平板上，然后再安装馈电网络。为了维修方便，移相器组件能通过列馈或行馈实现插拔。阵面内还有波控布线、接插件和通风设备等。它和空间馈电相控阵天线一样，通过波控计算机可使天线阵面单元实现波束扫描。这种阵面的优点是阵面厚度比较薄，缺点是阵面结构复杂，成本比较高。

（撰写：张金海　审订：匡 勇）

qinshi ranshao
侵蚀燃烧 erosive burning 当燃气沿固体推进剂药柱燃面的流速达到一定值后，推进剂药柱的燃速随其沿燃面的燃气速度增大而增加的燃烧效应。侵蚀燃烧对燃速的影响可以用侵蚀比 ε 表示

$$\varepsilon=\frac{r}{r_0}$$

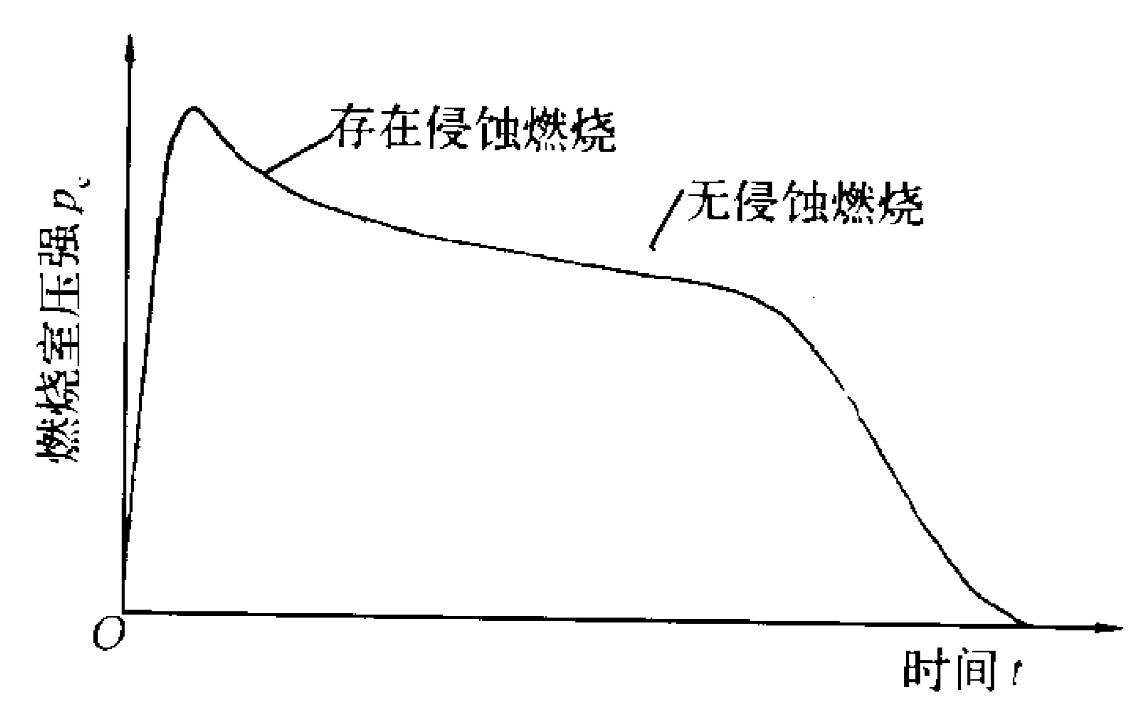
式中 r 为存在侵蚀燃烧时的推进剂药柱燃速；r_0 为不存在侵蚀燃烧时的推进剂药柱燃速；ε 为侵蚀比，主要靠实验测定，对不同的推进剂有不同的值。当推进剂燃烧表面有切向高速燃气流时，由火焰区向推进剂表面的热传递增强，从而引起侵蚀燃烧现象。开始对燃速产生影响的气流速度称为界限速度或速度阈值。现已建立了不少解释并量化这种现象的物理模型。实践中，用基于一维气流模型的简单计算程序就可以计算存在侵蚀燃烧现象的药柱头部和后部压强以及燃速变化情况。该模型选用的侵蚀燃烧定律有

$$r=r_0\ [1+K_v(v-v_k)]\quad 当\ v<v_k 时，K_v=0$$

式中 K_v 为速度侵蚀常数；v 为平行于燃面的燃气流速；v_k 为界限速度；或

$$r=r_0\ [1+\alpha(G-G_k)]\quad 当\ G<G_k 时，\alpha=0$$

式中 G 为给定药柱通道截面的单位质量流量；G_k 为单位质量流量的阈值；α 为质量流量侵蚀系数，由实验确定。侵蚀燃烧一般发生在药柱初期燃烧时，因为那时燃气通道面积较小，气流速度较大。侵蚀燃烧会影响发动机的性能。首先，强烈的侵蚀燃烧会造成燃烧室初始压强明显上升，形成“侵蚀压强峰”，如图所示。其次，侵蚀燃烧使靠近喷管一端的药柱先燃完，药柱前端后燃完，药柱不同的燃完时间造成压强—时间曲线拖尾加长。



侵蚀燃烧对燃烧室压强—时间曲线的影响

（撰写：黄坚定　审订：黄祖蔚）

qingyouer
轻诱饵 light decoy 质阻比小、质量小的假目标。大量释放的轻诱饵团具有与真目标相近的雷达散射截面等雷达目标特征和辐射强度、谱特性等红外特性，或具有淹没真目标并使探测器饱和的突防能力。轻诱饵有多种分布或组合，它们可以单元突防，也可以组团突防，甚至可以成为覆盖大片空间的云团诱饵。轻诱饵多用于中远程弹道导弹的高空或中高空突防，特别是大气层外突防。对轻诱饵的气动特性没有严格要求，而对其光电特性的要求甚高。常用的轻诱饵有加热充气锥、充气球、角反射器、干扰丝及箔条等。

（撰写：向家武　审订：朱志浩）

qingnie xudianchizu
氢镍蓄电池组 H_2-Ni battery 用氢镍蓄电池单体组装而成的蓄电池组。氢镍蓄电池的正极为烧结式镍基板，负极是以活性炭作为载体的铂催化剂制成的氢电极，隔膜为尼龙、石棉膜等，电解液为氢氧化钾溶液。氢镍蓄电池总的充放电电化学反应式为

$$H_2+2NiOOH \underset{充电}{\overset{放电}{\rightleftharpoons}} 2Ni(OH)_2$$

氢镍蓄电池比能量、比功率较高，循环寿命长，耐过充过放，具有高倍率充电和80%的深度放电能力。氢镍蓄电池组作为储能装置用于长寿命卫星。氢镍蓄电池家族可分为IPV 氢镍蓄电池组、CPV氢镍蓄电池组、DPV氢镍蓄电池组和SPV 氢镍蓄电池组等几类。IPV蓄电池组为独立压力容器蓄电池组，单体为一个压力容器装一个电池极组；CPV 蓄电池组为共用压力容器蓄电池组，其单体一个压力容器装两个电池极组；DPV 蓄电池组为一种外形像鼓状的独立容器电池，其耐压能力不依靠单体而是依靠组合力量；SPV 蓄电池组实际上就是一个压力容器装一组串联的蓄电池极组。

（撰写：陈小霓　审订：褚桂柏）

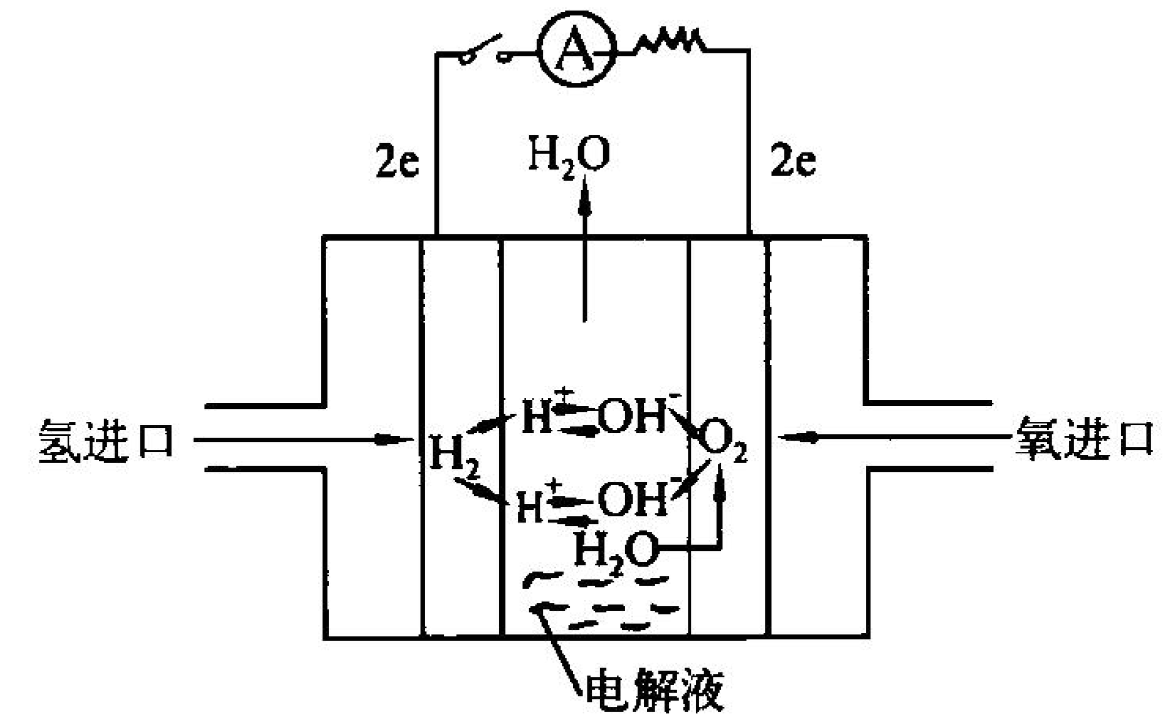
qingyang huojian fadongji

氢氧火箭发动机　hydrogen / oxygen rocket engine　使用纯氢与纯氧作推进剂的火箭发动机。全称为液氢/液氧火箭发动机，是一种低温推进剂火箭发动机。在各类实用型化学火箭发动机中，氢氧发动机性能最高，目前其有效真空比冲在4165～4460 N · s/kg之间，更高比冲的氢氧发动机正在研制试验中。迄今世界上只有中国、美国、俄罗斯、法国和日本在运载火箭上使用了液氢/液氧发动机。氢氧推进剂及其燃烧产物均无毒，对材料无腐蚀性，是最洁净的能源。因此，氢氧发动机是21世纪可重复使用航天运输系统首选的发动机。液氢沸点低（20.35 K），体积密度小（0.07 g/cm³），因此氢涡轮泵工作转速高，高压发动机常用多级泵。作为低温发动机，氢氧发动机系统结构比可贮存发动机复杂，推进剂贮箱及输送导管和发动机泵、阀、导管等需采取绝热措施。氢氧发动机工作程序步数多，液路阀需能开、能闭（由电气控制系统操作），发动机起动前有吹除、预冷等程序。氢氧推进剂在大气中易燃易爆，使用操作较复杂，但按现有规范及已积累的经验做是可靠而安全的。21世纪氢能将获得广泛应用，氢的价格可望大幅度下降。

（撰写：袁耀章　审订：朱森元）

qingyang ranliao dianchi

氢氧燃料电池　hydrogen-oxygen fuel cell　以氢气作为燃料，以氧作为氧化剂的燃料电池。这种电池所用的氢和氧从外部通过管道输入电池中进行电化学反应，并输出电能。氢氧燃料电池的理论比能量达3600 W · h/ kg，单个电池的工作电压一般为0.8～0.97 V。为了满足负载所需的工作电压，往往要由几十个单个电池串联成电池组。为维持电池的正常运转，必须持续供应氢和氧，并及时排除反应产物（水）和废热。电池组由以下几部分组成：(1) 氢氧供给分系统。航天器携带的氢和氧采用超临界液态贮存，可缩小贮罐体积，解决失重条件下气、液态的分离问题，但要求贮罐绝热性能好、耐低温和耐高压。(2) 排水分系统。主要有动态排水和静态排水两种方式。前者把带有水蒸气的氢气循环输送到冷却装置，使水蒸气冷凝成水后进行分离；后者依靠多孔纤维纺织材料将冷凝后的水吸附出来。电池组排出的水经净化后可供航天员饮用或作冷却剂。(3) 排热分系统。电池组通过冷却剂循环维持正常工作温度。(4) 自动控制分系统，包括电池组工作压力、温度、排水与排气、电压、安全和冷却液循环等的控制与调节。氢氧燃料电池按电池结构和工作方式可分为离子膜氢氧燃料电池、培根型氢氧燃料电池和石棉膜氢氧燃料电池3类。



氢氧燃料电池工作原理图

（撰写：潘福莹　毕道治　审订：赵颖　李邦复）

qingxie fashe zhuangzhi

倾斜发射装置　tilted launcher　导弹轴线与水平面呈倾斜状态的导弹发射装置。其功能为支承、贮存导弹和赋予导弹一定的初始发射角度。倾斜发射装置可分为变角发射装置和定角发射装置两种。变角发射装置仰角和方位角可随目标运动，使导弹始终瞄准和跟踪目标，保证导弹弹道合理，缩短整个飞行时间；定角发射装置又可分为仰角和方位角固定、仰角固定和方位角随动、仰角随动和方位角固定3种发射装置。战术导弹多采用倾斜发射装置，一般地（舰）空战术导弹多采用变角发射装置；岸舰、舰舰、车载战术导弹（飞航导弹）多采用定角发射装置的某一种。舰载倾斜发射装置见图。倾斜发射装置一般由定向器（或贮运发射箱）、支架、电气系统、高



舰载倾斜发射装置

低机和方向机（视情况）、高低机和方向机随动系统（视情况）等组成。倾斜发射装置同垂直发射装置比较，优点是安装载体多、利于燃气流的排导、发生事故时危害性小；缺点是发射速度低、射界有死区、结构复杂、装载数量和品种有限及生存能力较差。

（撰写：郝志忠　审订：曾智勇）

quyu boshu

区域波束　regional beam　覆盖地球上某一特定区域的卫星通信天线辐射的电磁波束。为提高覆盖效率，波束的功率等值线形状常被设计为与地面作用区域的星视投影轮廓相匹配。覆盖某一国家国土的波束，覆盖某几个国家的波束，覆盖某一洲的波束等均属区域（赋形）波束。例如，我国的第一颗试验通信卫星“东方红”2号C波段通信天线采用的就是简单赋形区域波束，24 dB增益等值线的形状为椭圆，长轴在东西方向，短轴在南北方向，形成一个包含我国全部国土的7°× 5°的覆盖区域。我国第一代中容量通信卫星“东方红”3号C波段通信天线采用的是与国土（大陆）边界形状精确匹配的区域赋形波束，大大减少了向区域外的功率辐射，因此边缘覆盖增益较椭圆波束有所提高，可达到27 dB。



“印度卫星”－2E的区域波束覆盖区

（撰写：刘 波 审订：高选正）

quyu fangkong xitong

区域防空系统 area air defense system 保卫地（水）面大片区域的防空系统。大区域一般指政治经济中心、人口密集区、战区部队和水面舰队等。区域防空系统，特别是保卫大片区域的防空系统一般由歼击机、防空导弹和高炮组成，实施多层防空。在防空导弹中，中高空中远程防空导弹是区域防空系统的主要防空兵器。在区域防空系统中，地面防空兵器的部署可以是环形封锁式或扇形定向封锁式；也可是掩护式，由防空火力对区域目标作空中覆盖式掩护。

（撰写：成楚之 审订：林玉琛）

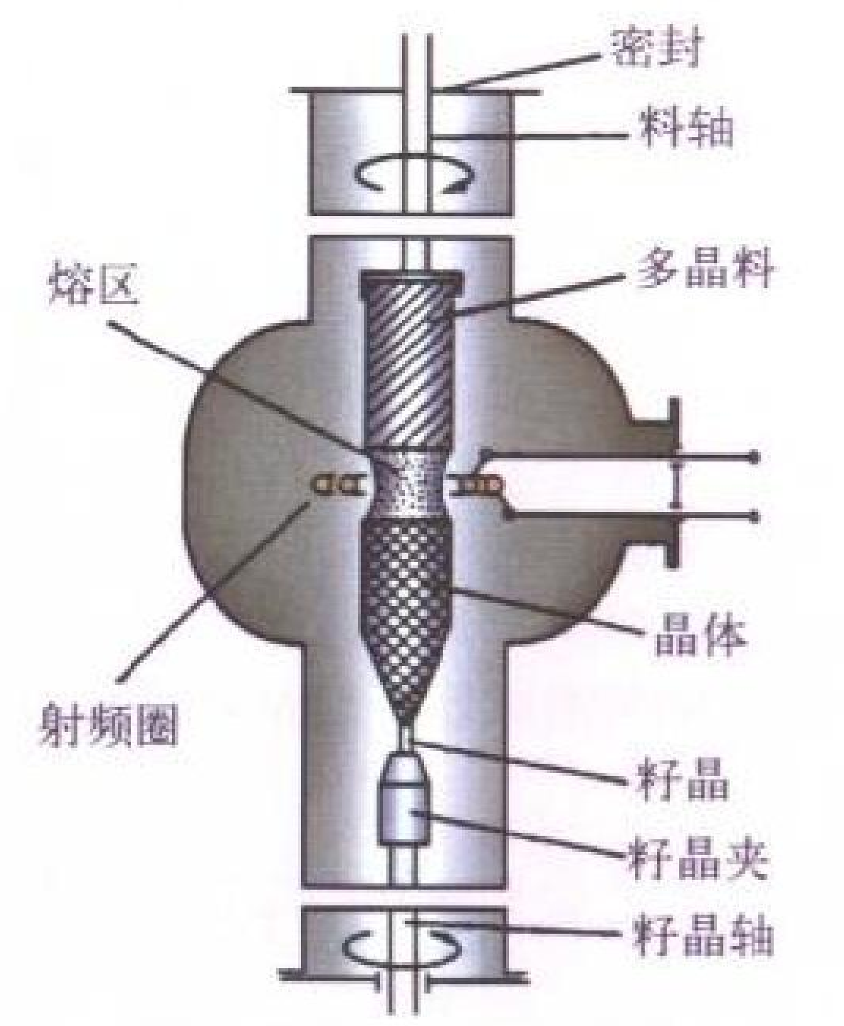
quyu fangyu fandao daodan

区域防御反导导弹 area defense anti-missile missile 用来保卫半径100～200 km以上地区，对弹道导弹进行防御的高层拦截导弹。按防御区域大小可把弹道导弹防御系统分为点防御、区域防御和助推段／上升段拦截三类。区域防御导弹与区域防御系统其他设备一起在大气层的高空（25～80 km）或大气层外（100 km以上高度）拦截来袭弹道导弹。目前正在研制的区域防御系统主要有美国的“战区高空区域防御”（THAAD）系统和海基高层防御系统等。THAAD是地基机动的高层弹道导弹防御系统，由区域防御导弹及其发射车、地基雷达、作战管理与指挥控制、通信、情报系统及支援装备组成。THAAD导弹是一种高速动能杀伤拦截弹，由一级固体助推火箭和一个作为弹头的“动能杀伤拦截器”组成。“动能杀伤拦截器”由捕获跟踪目标的中红外导引头、制导电子设备以及用于机动飞行的轨控与姿控系统等组成。

（撰写：林玉琛 审订：张志鸿）

quyu ronghua

区域熔化 zone melting 靠局部加热使材料锭条上出现一个狭窄熔区，并将此窄熔区缓慢移动，利用杂质在固相与液相间的溶解度差异，在熔化和凝固的过程中控制杂质分布的技术。在空间环境下，利用多次区域熔化时杂质的多次分凝可以进行晶体的提纯，这是区域熔化的重要应用，也是制备半导体材料和其他高纯材料（金属、无机化合物和有机化合物）的重要方法。竖直区域熔化法是特殊的无坩埚区熔技术，它避免了坩埚壁的影响，是生长高质量晶体的重要方法（见图）。另外区域提纯技术也用于某些无机化合物和有机化合物的提纯。空间区域熔化的另一重要应用是区域熔炼致匀和晶体生长，用区域熔炼法可以精确地控制材料中的杂质含量，生长出结构完整的晶体。区域熔炼的另一分支——温度梯度区域熔炼（TGZM）已经应用到半导体技术中，如单晶生长、焊接和半导体P－N结的制造等。

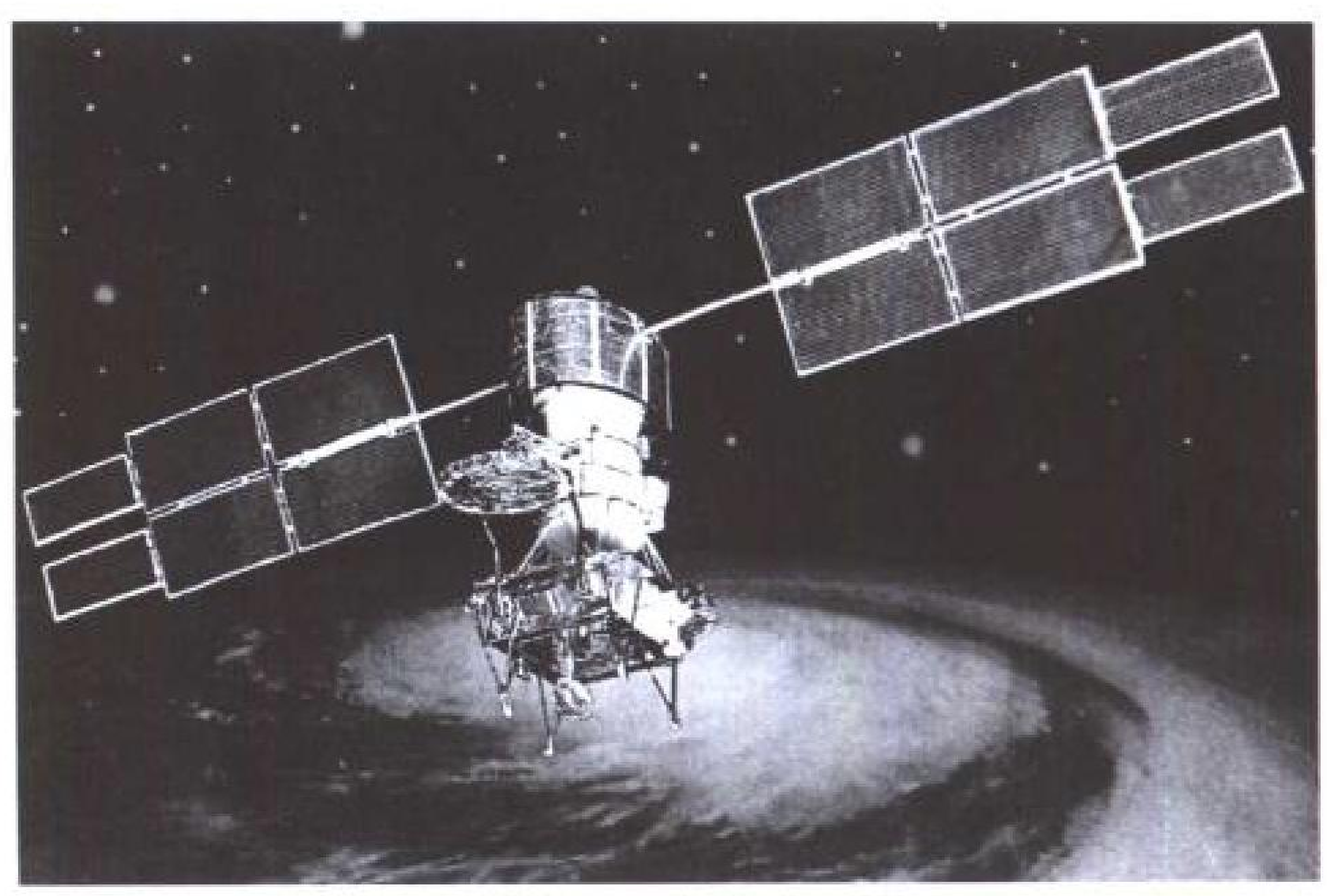


感应加热区域熔化技术示意图

（撰写：战再吉 审订：孙力玲 王文魁）

quyu tongxin weixing

区域通信卫星 regional communication satellite 波束覆盖某个地区，由多个国家共同使用的通信卫星。共同使用通信卫星系统的方式有两种：一种是处在同一区域的不同国家或地区共同出资建立通信卫星系统，共同承担运营费用，分享利润，如有40多个国家参加的“欧洲通信卫星”系统和有20多个成员国的“阿拉伯卫星”系统；另一种是一个国家或一个公司投资、拥有卫星，其他国家租用，如“亚星”、“亚太星”、“中卫”1卫星以及“马来西亚东亚”卫星和印度尼西亚的“统一”卫星等。随着各国国内通信卫星系统的发展和各国国际事务、商贸活动的不断扩大，不少国内通信卫星也覆盖相邻国家或地区而成为区域通信卫星，因此许多国内通信卫星已与区域通信卫星很难区分。区域通信卫星系统的优势是多国或地区共同使用一个卫星系统，可节省投资和轨道位置资源。区域通信卫星设计时，只需将天线波束形状与共同使用国家的地域相一致。



“欧洲通信卫星”区域通信卫星

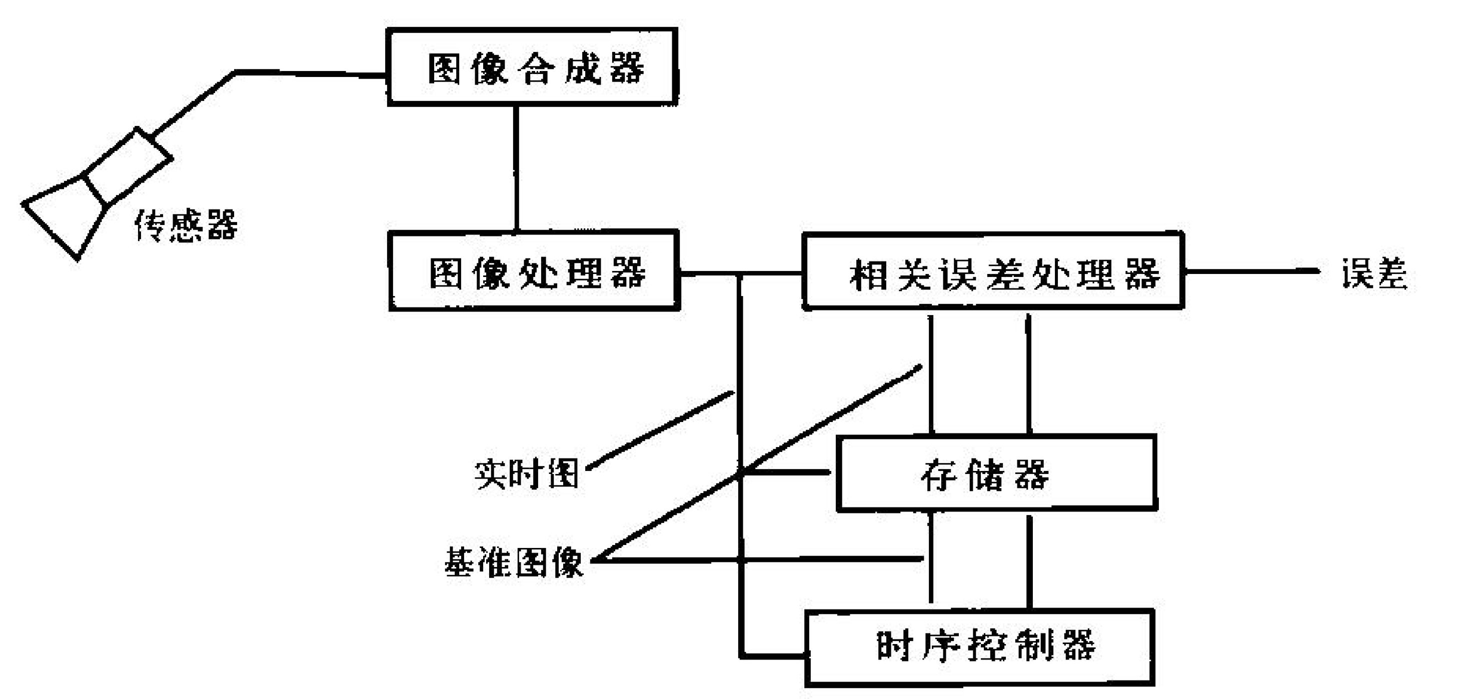
（撰写：王景泉 审订：张照炎）

quyu xiangguan genzong

区域相关跟踪 area correlation tracking 在连续或非连续的特定区域内，用确定的基准图像的数学描述对区域内目标图像进行相关处理，得到最佳原配点或相关点，以此形成控制信号实现跟踪的方式。区域相关跟踪是一种利用地形地貌特

征来进行目标位置识别的跟踪技术。区域相关跟踪的基本原理是首先确定相关区域（分为连续或非连续两种），将选定的目标图像或区域图像预先存贮在系统内作为基准图像；在选定的连续或非连续区域上，系统传感器实时摄取目标图像或区域图像作为实时图，实时（或非实时）地与基准图像进行相关比较，识别出是否为所确定的区域，并根据二者的相关程度提取相关误差，从而进行自动跟踪。由于它跟踪是整个实时图内的图像信息（包含所需要的目标），所以也称面跟踪或地形匹配型跟踪。

区域相关跟踪器一般由 6 部分组成（如图所示）：传感器、



区域相关跟踪器方框图

图像合成器、图像处理器、存储器、相关误差处理器和时序控制器。其中图像合成器将传感器摄取的图像合成为不同的相关面图像；图像处理器将各相关面图像变成相关误差处理器和存储器所要求的形式；相关误差处理器对实时图像与基准图像进行相关处理，计算出相应误差；时序控制器用于整个系统的工作控制。从实时图像到相关面图像可以变换为一维、二维或三维形式，图像数据可为原始数据、矢量数据或数学语句。根据传感器的不同类型，区域相关跟踪器可有多种形式，如雷达区域相关装置、微波辐射计区域相关装置、光学区域相关装置、可见光数字区域相关装置、红外数字区域相关装置以及复合式装置。区域相关跟踪器的优点是精度高，对目标特性要求低，选择性大；缺点是数据处理量大，数学描述复杂。 （撰写：贾玉林　审订：张万清）

quandan celi shiyan

全弹测力试验 force measuring test on missile　利用风洞天平测量作用在导弹模型上的空气动力和力矩的风洞试验。它是导弹设计过程中最重要的风洞试验项目之一。全弹测力试验主要有纵向和横向测力试验、舵效率试验、铰链力矩试验、外挂物干扰测力试验等。模型由腹部支杆或尾支杆支撑于风洞中。为研究各部件的贡献和干扰，除采用全模和部件组拆试验外，更精确的方法是在模型内安装多台天平，同时测量全弹和部件的气动力。全弹测力试验测得的都是体轴系的力和力矩，测得的力和力矩进行各种修正后，计算成体轴系的无量纲气动系数，体轴系的力系数再转换成速度坐标系的力系数，供弹道计算使用。测得的气动系数包括升力系数 $C_y=F_y/(\frac{1}{2}\rho V^2S)$、阻力系数 $C_x=F_x/(\frac{1}{2}\rho V^2S)$、侧向力系数 $C_z=F_z/(\frac{1}{2}\rho V^2S)$、俯仰力矩系数 $m_z=M_z/(\frac{1}{2}\rho V^2Sl)$、偏航力矩系数 $m_y=M_y/(\frac{1}{2}\rho V^2Sl)$、滚转力矩系数 $m_x=M_x/(\frac{1}{2}\rho V^2Sl)$（$F_y$ 为升力，F_x 为阻力，F_z 为侧向力，M_z 为俯仰力矩，M_y 为偏航力矩，M_x 为滚转力矩，ρ 为空气密度，S 为参考面积，l 为参考长度）。 （撰写：罗金玲　审订：毛鸿羽）

quandan jian shiyan

全弹／箭试验 missile / rocket test　为鉴定导弹／火箭的性能和质量所进行的地面试验和飞行试验。地面试验主要包括性能综合测试（含电磁兼容环境试验），振动特性（模态）和传递特性试验，发射场地面风载荷试验，运输试验，环境试验，贮存试验，可靠性、维修性、安全性试验和发射平台相容性试验以及合练（对接与协调）或使用试验。飞行试验包括方案考核飞行试验、定型鉴定飞行试验和批产抽检飞行试验等。若飞行试验出现故障，小型导弹／火箭有时还需进行全弹／箭飞行故障地面复现、分析和纠正措施验证试验。通过全弹／箭地面试验，可发现系统和单机试验中难以发现的设计和工艺缺陷，提高飞行试验的成功率。



全箭振动特性试验设施

（撰写：李宪珊　审订：周锦扬）

quanfangwei kuaisu duidian

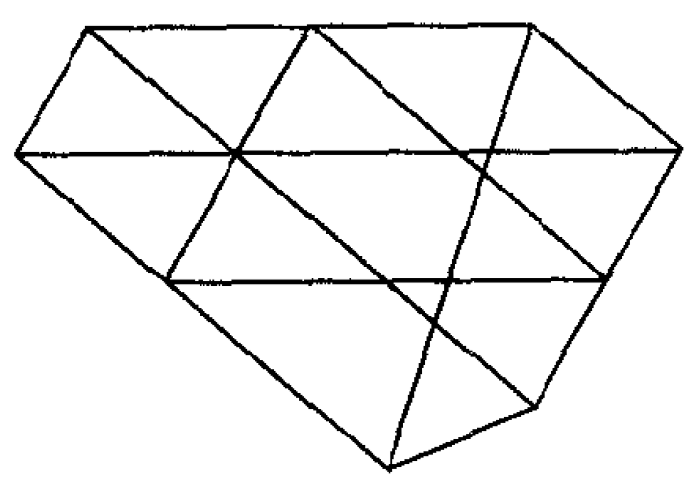
全方位快速对点 all-direction rapid alignment　导弹机动发射设备从任一方向进入发射阵地，并根据需要快速完成定位的过程与能力。它使作战指挥系统在设计和选择发射阵地时不必为保证射向而选择特定的进入阵地道路。这对提高武器系统的机动性、缩短发射准备时间和提高武器系统的生存能力具有重要意义。实现全方位快速对点的主要技术途径有：减小行驶系统的转弯半径；利用计算机控制技术，提高发射设备的智能化对点能力；提高瞄准和定位系统的适应性，降低系统对发射设备的定点精度要求。

（撰写：辛　晖　审订：包元吉）

quanguo duopule weixing sanjiaowang

全国多普勒卫星三角网 national Doppler satellite triangulation network　国家为大地测量需要而选定一系列参考点位，用卫星发出信号的多普勒频移来精确测定各点位坐标（经度、纬度和高程），并连接成三角形而形成的参考网。具体方法是：采用移动式多普勒接收机，接收导航卫星发射的频率，用单点、联测或短弧定位法，建立起由一系列三角形连接而成的全国大地网。三角网的优点是控制面积大，几何条件多，图形结构强，有利于全面检查角度观测的质量。我国二等大地

网的大部分及三、四等大地网的全部，都采用此种网的结构形式，但以前采用人工丈量，工作量大，进展缓慢。采用多普勒卫星法后，可简化工作量，加快进度。边长在 250～300 km 之间时，大部分采取多普勒测点，加上与大地网点重合，可以提高大地网精度。多普勒三角网综合考虑了导航卫星精密星历和广播星历多点解算后，可达到的经纬向和高程误差为 ±(0.3～0.9) m。多普勒单点定位法是多普勒定位法的一种，其优点为设备操作简单，定位参照系即为卫星系统本体坐标系，不需改正卫星星历，由多普勒观测数据即可解算出测点位置，为提高定位精度可采用多次过境观测。联测定位法靠两个以上测站同步观测，它可补偿多普勒定位的主要误差源，即卫星的轨道误差。短弧法也是靠两台以上测站在导航星过境的 30 min内先后观测同一颗星的多普勒频移，在数学模型中考虑广播星历误差，可以改正零点、记时、频点、频漂和折射对点位测量带来的误差。GPS 投入运行后，可通过测量GPS载波的多普勒频移来进行多普勒频移测量。



三角网示意图

（撰写：姜 昌　审订：徐 京）

quanjing xiangji

全景相机　panoramic camera　相机光轴在垂直航线方向上从一侧到另一侧扫描时作广角摄影的相机。这种相机利用小视场角镜头，镜头或其光学零件（如棱镜）运动扫描地物（运动方向与飞行方向垂直），相机光轴指向便连续改变，从而实现了扩大横向幅宽的全景摄影。曝光时间靠改变与飞行方向平行的靠近像面的狭缝大小来控制。全景照片的分辨率高，幅宽大，但几何尺寸不严格，存在全景畸变、像移补偿畸变和扫描位置畸变。全景相机可用于军事普查和国土普查。全景相机有3种形式：(1) 光棒式（分扫描式）全景相机。照相时，镜头绕光轴转动，胶片反向同步运动，有严格的速度同步要求，分辨率较高。(2) 节点式（直接扫描式）全景相机。照相时，镜头绕通过后节点的轴转动或摆动，胶片在一个圆弧的展平板上静止不动并被展平，无速度同步要求，分辨率高。(3) 棱镜扫描式全景相机。照相时，镜头前的棱镜转动扫描地物，胶片与像作速度同步运动，但分辨率较低。美国、俄罗斯和中国都有多种型号的航天全景相机。

（撰写：杨秉新　审订：金志煜）

quanqiu bianhua

全球变化　global change　地球各圈层（包括地核、地幔、岩石圈、水圈、大气圈和生物圈）的变化。全球变化是各圈层相互作用和反馈的结果。对任何一个圈层的研究或认识，都不可能脱离它与其他圈层的相互作用而孤立地进行。例如，全球气候可以认为主要是由大气圈与水圈之间的热量、水分和能量交换造成的。对全球变化的研究，有助于对各圈层的认识和了解。为了从本质上认识地球、认识全球变化、认识人类在全球变化中的作用，均需把地球作为一个完整的动力系统来对待，进行全球性研究，于是诞生了地球系统科学这一新的领域。空间技术，尤其是卫星遥感对地观测技术，能以不同轨道平台、不同频率波段、不同时间周期以及定量的方式记录地球系统的变化，为人类对全球条件的了解和对全球变化的认识提供基本数据。全球变化研究的关键在于增强预测能力。目前，比较成功的地球系统模型是大气物理和动力学模型。该模型能较准确地描述大气运动和当前的气候。

（撰写：李颐黎　审订：李大耀）

quanqiu boshu

全球波束　global beam　又称覆球波束。表示天线波束覆盖整个地球截面。例如，当卫星在离地球 36000 km 高的地球静止轨道上时，它对地球边缘的张角为17.34°，半功率角为17.34°的波束称为全球波束。全球波束可覆盖地球表面积的42.4%，若考虑地球站天线的工作仰角不得小于 5°这一条件，全球波束对地球表面的有效覆盖率约为 38 %。

（撰写：刘 波　审订：高选正）

quanqiu daohang weixing xitong

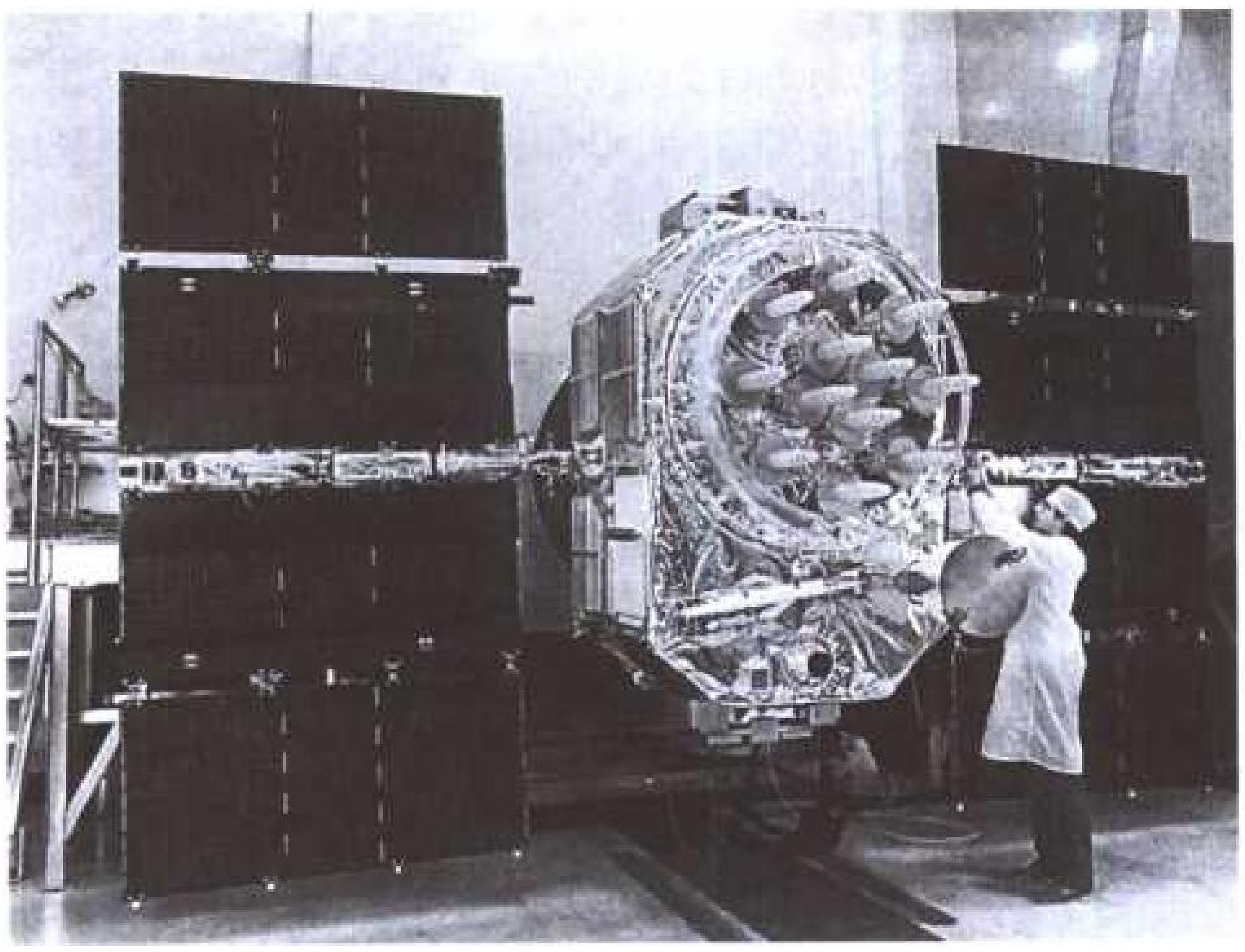
全球导航卫星系统　Global Navigation Satellite System (GLONASS)　前苏联时期研制并开始组网的，目前俄罗斯仍在部署并完善军民两用天基无线电全球导航定位卫星系统。英文缩写 GLONASS。它与美国 GPS 系统相似，可提供全球（空中、海洋、陆地）每天 24 h 全天候的连续实时的导航定位服务。前苏联／俄罗斯在 1982 年 10 月 12 日发射了第一颗 GLONASS卫星，在1995年12月完成了GLONASS卫星组网。GLONASS的标准星座由24颗卫星组成，最低配置需要 18颗卫星才能提供完全的功能。24 颗卫星分布在三个轨道面上，轨道面彼此间隔 120°，轨道高度 19100 km，倾角 64.8°。每个轨道面内有 7颗工作卫星，1 颗备份星。GLONASS 的民用标准定位精度为 50 m，实际民用精度可达到 20 m，而军用定位精度约为 10 m。自从完成系统组网之后，由于经费短缺，不能及时更新系统，GLONASS 的在轨卫星数目不断减少，近几年一直没有达到完全的工作能力。到2000年底，只有11颗卫星在轨，不能提供令人满意的导航服务。今后，俄罗斯计划逐步建立第二代 GLONASS，将采用 GLONASS-M 卫星。与第一代卫星相比，GLONASS-M 卫星的寿命将从 3 年延长到 7 年，并将增加一个民用频率，卫星将变得更轻、更小、成本降低。计划在2002年发射第一颗GLONASS-M卫星，2003年完成GLONASS-M卫星星座的配置。另外，俄罗斯正在研制名为GLONASS-K的更新一代的卫星，设计寿命将达到10年以上。

（撰写：石卫平　审订：何继伟）

quanqiou dingwei xitong

全球定位系统　Global Positioning System (GPS)　美国的军民两用天基无线电定位、导航和报时系统。全称为“利用定时和测距导航的全球定位系统”，又称导航星全球定位系统，简称 GPS。它可为全球范围内的人员、车辆、舰船、飞机、导弹和低轨道航天器等提供全天候、全天时实时三维位置、速度和时间等信息。军用定位精度为 16 m，测速精度 0.1 m/s，授时精度 90 ns；民用定位精度为 100 m，测速精度 10 m/s，授时精度 340 ns。GPS 由空间星座、地面控制站和用户设备 3 部分组成。空间星座由 24 颗“导航星”卫星组成。这些卫星均匀分布在 6 个近圆形半同步轨道平面上，轨道高度 20182 km，倾角 55°，运行周期 11.967 h，用

户能同时看到至少4颗卫星，以满足三维定位导航的需要。“导航星”采用数据和扩频伪随机码调相技术，在L波段上用两个频率L1（1575.42 MHz）和L2（1227.60 MHz）向用户发送C/A码调制（民用）和P码调制（军用）的导航信息，并在S波段上收发遥测遥控信息。民用码采取了选择可用性措施（SA），军用码采取了反欺骗措施（AS）。星上还载有核爆炸探测装置。GPS星座于1994年3月全部建成，目前在轨工作的是ⅡA型和ⅡR型卫星。性能更为先进的ⅡF型卫星计划于2002年开始发射，到2010年全部由ⅡF型卫星组成星座，其设计寿命为15年。GPS地面控制站由设在美国斯普林斯的主控站、分布在全球的5个监控站和3个注入



“导航星”卫星

站组成。主控站接收来自各监控站的卫星跟踪数据，计算卫星轨道控制参数、卫星星历、时钟改正值等，并将这些信息发送给注入站。注入站每隔12 h将主控站传来的信息用S波段上行注入卫星，保证星座的正常运行和功能。用户设备即GPS接收机，分为军用和民用，具有数据接收、处理和显示功能。其式样有多种，既有手持的，也有车、船、机载的；既有单通道的，也有多通道的。军用接收机可选装数据安全模块，并配有电子密钥，以增强反欺骗、抗干扰和保密功能。由于接收机是被动式的，因此用户数量不受限制。

（撰写：李双庆　审订：刘恒振）

quanqiu fushe shouzhi

全球辐射收支　global radiation budget　全球地表接收的辐射能量（为正值）与传出的辐射能量（为负值）之和。全球环境的天然热源是太阳。全球环境的热特性取决于接收太阳辐射的情况，并与大气同地表（指地壳和地面以上的一切物体）之间的热交换有关。到达地表的太阳辐射通量一方面随太阳、地球相对运动而改变，另一方面依时间、地点的不同以及当时、当地大气状态的不同而改变。大气层中的臭氧、水蒸气和二氧化碳是影响太阳辐射到达地表的强度的主要因素。穿过大气到达地表的太阳直接辐射和散射光，一部分被地表反射，一部分被地表吸收。全球辐射收支决定了地球表面的平均温度，现在的地表平均温度约为15 ℃。

（撰写：李颐黎　审订：李大耀）

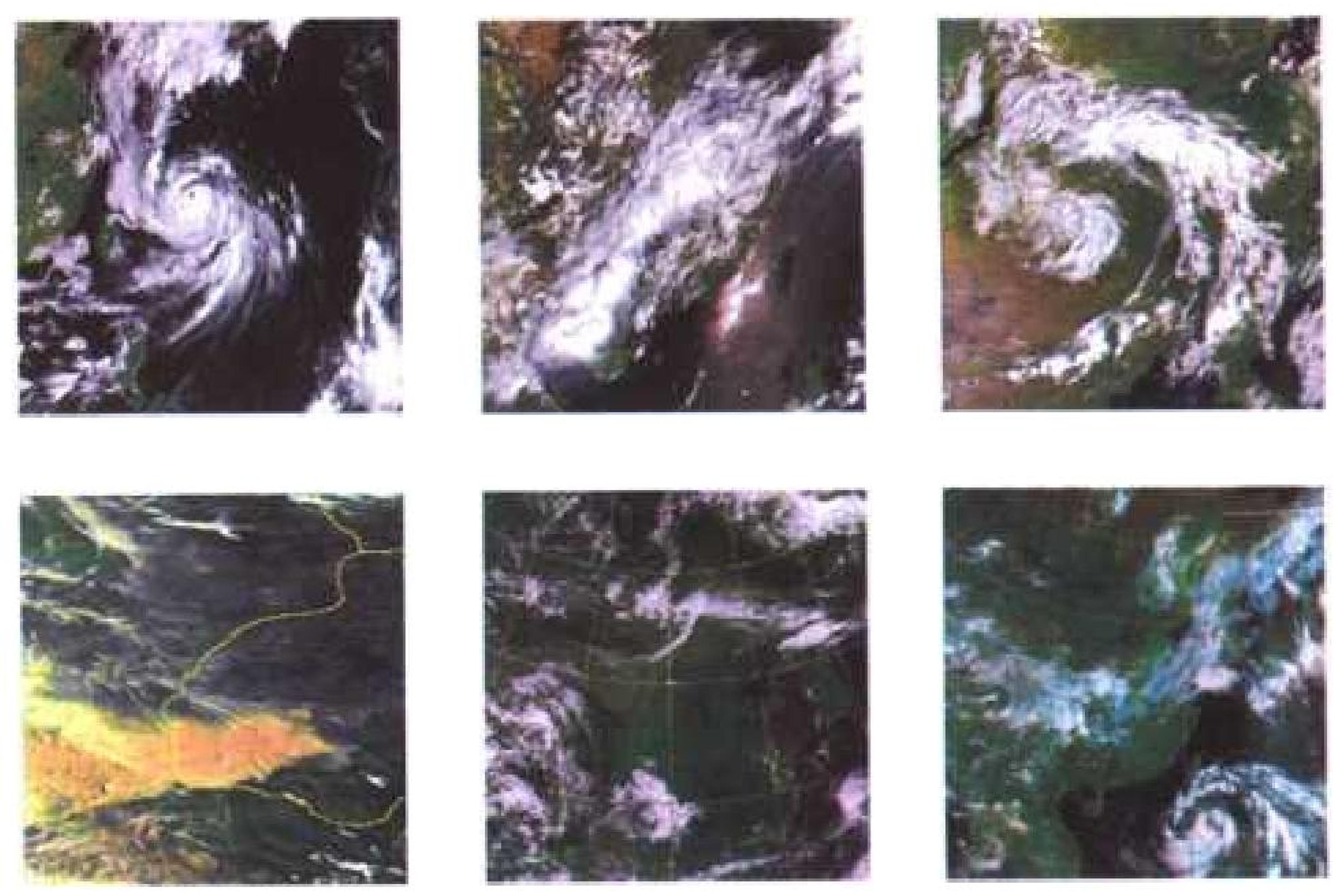
quanqiu haishang yuxian yu anquan xitong

全球海上遇险与安全系统　Global Maritime Distress and Safety System (GMDSS)　利用卫星和地面的数据通信设备与海上遇难船只建立通信渠道，提供救援支持的无线电系统。该系统是根据1979年《国际海上搜寻与救助公约》提出的功能需求而建立起来的，1999年2月1日投入全面实施。系统的基本业务是为海上船只提供遇险通信和报警，空间采用处于静止轨道的“国际移动卫星”和近极地轨道的“科斯帕斯—萨尔萨特”搜索救援卫星两种系统，地面采用中频、高频和甚高频数据通信系统，联合提供支持。按《国际海上搜寻与救助公约》的规定，全球海域划分为4个航区：A1、A2、A3和A4，船舶根据航区的不同而装备不同的无线电设备。该系统可对4个海区进行连续遇难报警。

（撰写：陆文福　审订：柳东升）

quanqiu qihou jiance

全球气候监测　global climate monitoring　利用气象卫星探测的资料分析全球气候变化的因素和规律。按照当代气候的概念模式，气候是在太阳辐射和火山爆发等外力强迫下，地球五大圈层（即水圈、岩石圈、冰雪圈、生物圈和大气圈）相互作用的结果，其中对气候变化反应较为敏感的因子，如大气中温室气体的含量、全球云分布及其种类、洋面温度、冰雪覆盖度、植被分布、地表反照率、地气系统辐射收支和全球降水分布等要素，只有卫星才能全面、有效和长期地获得。在全球气候研究计划中、以卫星探测为主要手段的国际研究计划，如“国际卫星云气候计划”（ISCCP）和“国际卫星陆面气候计划”（ISLSCP），在气候研究中占有重要地位。就是在一些综合观测研究计划中，如“全球能量和水平衡试验”（GEWECX）等，卫星监测也是必不可少的。卫星遥感是全球气候监测和气候预测的有力手段，也是检验预测结果的主要依据。



气象卫星拍摄的各种云图

（撰写：方宗义　审订：范天锡）

quanqiu qixiang weixing guance xitong

全球气象卫星观测系统　global meteorological satellite observation system　用极轨气象卫星和静止气象卫星组成的全球气象要素和天气现象业务观测系统。极轨气象卫星可载多种遥感器，对全球多种气象要素作综合观测，一般空间分辨率和探测精度也较高；静止气象卫星可对卫星发射国及周边地域作连续高频次观测。二者特点不同，相互补充，形成业务观测系统，在短、中、长期天气预报、气候预测、全球环境变化和自然灾害监测等方面都具有重大的不可替代的作用。具有卫星发射能力的国家，都以建立全球气象卫星观测系统作为应用卫星发展的主要目标之一。美国在20世纪70年代就建立了由2颗“诺阿”极轨卫星和2颗“地球静止环境业务卫



卫星气象观测、分析和应用系统

星”组成的业务系统；前苏联首先建立了极轨气象卫星观测系统，20世纪90年代开始发射静止气象卫星；欧洲、日本、印度首先建立了静止气象卫星观测系统，现欧洲正准备发射“气象业务卫星”极轨气象卫星，日本、印度在其环境卫星上具有一定的气象观测能力。我国已发射了“风云”1号和“风云”2号极轨和静止气象卫星，也开始形成全球气象卫星观测系统。由于气象卫星发射国日益增多，水平日益提高，各国之间联合的趋势也在发展，由美国(2颗)、日本、中国、欧洲多颗静止气象卫星环球组网的观测系统和由美国(2颗)、欧洲(3颗)极轨气象卫星组网(观测时间间隔4 h)的全球观测系统，都将在近期形成。随着更多国家的加入，全球气象卫星观测系统将形成一个国际性的具有十分强大观测能力的系统。

（撰写：范天锡　审订：钮寅生）

quanqiu zhonglichang moxing

全球重力场模型　model of global gravitational field　为研究全球重力场的要素而建立的数学模型。在地球重力场中，每一点所受的重力大小和方向只同该点的位置有关。地球重力场有重力、重力线、重力位和等位面等要素。研究地球重力场，就是研究这些要素的物理特征和数学表达式，并以重力位理论为基础，将地球重力场分解成正常重力场和异常重力场两部分进行研究。研究地球重力场有许多实际用途，在大地测量学中可用以推求平均地球椭球的形状，建立国家大地网、国家水准网和全球大地网；在空间科学中可用以确定空间飞行器受到的地球引力场作用，进行轨道修正；在固体地球物理学中可用以确定地球内部结构及资源分布等。推算全球重力场模型，可以利用卫星跟踪数据、地面重力测量数据、卫星海洋测高数据等资料。由于推算中所采用的资料类型和数量不同，所以有不同的地球重力场模型。

（撰写：刘品雄　审订：常际军）

quanrenwu moniqi

全任务模拟器　full-task simulator　又称全飞行任务、全范围或全尺寸模拟器。一种涉及操作者(航天员)指挥／控制整个被模拟系统的所有任务的模拟器。在各种航天飞行模拟器中，它属于复杂程度高、规模大的一种飞行任务模拟器，主要供航天员进行载人航天器飞行程序和操作训练。其组成参见*航天飞行模拟器*。例如，航天飞机飞行任务模拟器是一个较典型的航天飞行全任务模拟器。它模拟航天飞机从发射前30 min倒计时开始的所有飞行任务，包括发射、上升、轨道运行、离轨、再入和着陆等全部飞行阶段，且在全飞行模拟过程中，受训航天员与飞行控制中心的人员始终参与其中。模拟器的机载系统、推进系统、飞行器动力学、飞行器跟踪遥测系统等完全由数字化仿真实现，并具有窗外视景。它也可模拟相应的机载系统运行和气动噪声以及推进器、着陆机构、舱门与其它机械装置及着地接触等发出的声音，并能根据实际飞行任务的通信要求，提供数字化话音通信。模拟器有两个乘员组训练台，一个为固定基系统，用于轨道运动操作训练；另一个为运动基系统，能为所有飞行阶段提供合适的运动感。

（撰写：陈道木　审订：魏金河）

quanwenqu fanwei

全温区范围　operating temperature range　又称工作温度范围。系统、分系统、部件、组件、电路、元器件等可以正常工作的从最低温度到最高温度之间的环境温度区间。系统和分系统的全温区范围与其结构及其使用的材料、部件、元器件有关。一般来说，系统使用的部件、元器件的全温区范围应比系统的全温区范围宽。同类工艺、相同功能的半导体集成电路，系列不同，全温区范围也不同。例如，54系列电路的全温区范围为−55～+125 ℃；74系列为0～+70 ℃。全温区范围是微电路质量等级的一个重要指标。美国军用合格产品目录(QPL)／合格制造商目录(QPL)中，半导体集成电路的S级(宇航级)和混合集成电路的K级(宇航级)的全温区范围都是−55～+125 ℃。但全温区范围不代表质量等级。例如，半导体集成电路的54系列电路和美国军用合格产品目录中集成电路的S级，全温区范围都是−55～+125 ℃，但两者的质量等级是不同的。只有进入军用合格产品目录S级的54系列半导体集成电路，质量等级才是宇航级，在这些产品的封装上有军用合格产品目录规定的质量等级标志。

（撰写：苗保堂　审订：刘佑宝）

quanxingcheng suojin yeyagang

全行程锁紧液压缸　full stroke locking hydraulic cylinder　活塞在全行程的任意位置，不依靠液压阀，就能长时间支撑负载的液压缸。它的结构形式可分为过盈配合式和机械摩擦式。过盈配合式靠液压缸活塞和缸体的过盈配合实现锁紧，特点是锁紧力大(最大可达兆牛)，稳定性好，结构比较简单，但加工精度要求很高。摩擦式靠液压缸活塞杆和缸体的机械摩擦实现锁紧，特点是锁紧力较小、加工精度要求不高。这两种结构形式都有一套开锁机构。在运动时，开锁机构动作，使活塞与缸体或活塞杆与缸体均变为间隙配合。运动到位后，开锁机构停止动作，油缸又处于锁紧状态。

（撰写：蔡旭东　审订：王瑞铨）

Q

queyang naili

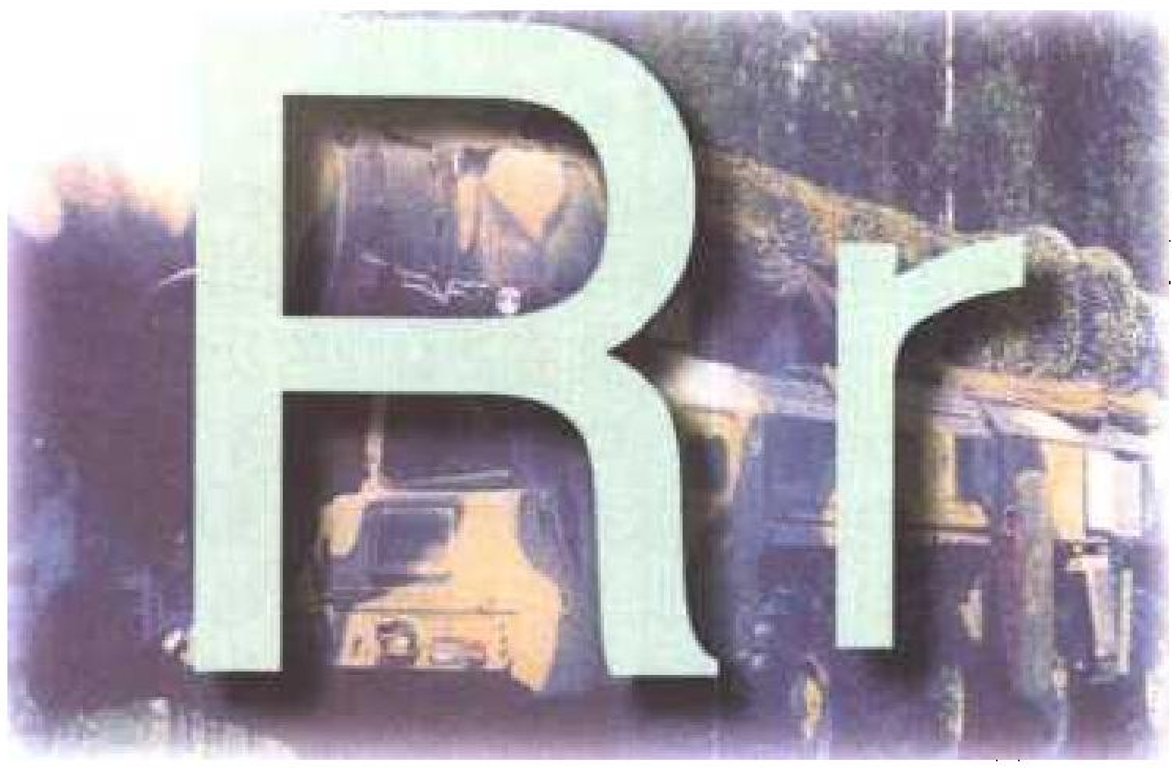
缺氧耐力　hypoxia tolerance　机体对环境低氧的耐受能力，是缺氧代偿能力和低氧承受能力的综合体现。航空、航天、登山等特殊职业对机体的缺氧耐力有较高的要求，特别是航天员缺氧耐力评定和缺氧耐力选拔更为重要。通常要根据航天员不同的缺氧反应特点，通过在选定的模拟高度(如5000 m)上停留，进行缺氧耐力选拔。这不仅评价了个体的缺氧耐受能力，更重要的是可观察机体化学感受器—中枢神经—效应器系统对环境因素变化的调节能力，暴露其植物性神经功能的稳定性，发掘出潜在性心脏病。提高机体缺氧耐力的重要途径之一是坚持体育锻炼、进行适当的低氧适应性训练、增强体质和心肺功能，提高对缺氧的耐受性。

（撰写：杨天德　审订：魏金河）

queyangzheng

缺氧症 hypoxia 机体所需的氧气供给不足或利用不充分而引起的一系列生理反应或病理性改变。根据发生原因缺氧症可分为4类：(1) 由环境氧分压降低（低氧）或肺脏气体交换不正常引起的缺氧性缺氧，如高空缺氧；(2) 体内血红细胞减少或红细胞中血红蛋白含量减少使血液中携带的氧量降低而引起的贫血性缺氧，如贫血病人和一氧化碳中毒者；(3) 由器官或组织供血不足造成的缺血性缺氧，如冠心病人和脑血栓病人；(4) 机体组织正常利用氧的能力发生障碍而引起的中毒性缺氧，如氰化物中毒，这是细胞线粒体中的呼吸酶系统被毒化不能参与氧化所造成的。在航天条件下，乘员舱的生命保障系统发生故障而供氧不足，或载人航天器因意外原因突然泄压，会使航天员在穿着航天服吸纯氧前短时间处于低氧环境，造成机体缺氧。这种缺氧属于第一类缺氧性缺氧。

（撰写：杨天德 审订：魏金河）



ranliao jiazhuche

燃料加注车 fuel filling vehicle 向液体推进剂导弹加注燃料的专用车辆。它具有定量加注、抽出燃料和转注等功能，并可贮存和运输燃料。与燃料加注车相配的还有燃料运输车，对用于固定阵地的设备有固定式燃料加注设备。燃料与氧化剂在接触时会发生自燃、爆炸等危险，所以燃料加注车与氧化剂加注车的使用场地和保管场地都是分开和专用的，并且保持一定距离。燃料加注车由贮罐、泵、定量装置、液路流程系统、气压系统、电气系统以及加注附件等组成，它们全部安装在汽车底盘上，用车厢进行防护。燃料加注车由于燃料介质的不同，有比较典型的两种类型：一种是以混胺和偏二甲肼为介质的燃料加注车，由于该介质具有强毒性，对人体有危害，所以要求加注车的加注工序自动化程度较高，不允许人体接触介质。另一种是以喷气燃料（即航空煤油）为介质的燃料加注车，该介质对人体的危害和影响相对较小，对加注车自动化程度的要求较低，可以用手动的阀门来操作。每枚导弹的燃料加注量和需加注燃料的导弹数量决定了燃料加注车贮罐的容积。

（撰写：沈适生 审订：胥曰仲）

ranmian

燃面 burning surface 固体火箭发动机工作过程中每个瞬时推进剂药柱参加燃烧的表面。它是一个随燃烧时间按平行层规律不断向燃烧方向推移的药柱瞬时表面，如图所示。燃面的变化直接影响燃烧室压强，燃面与燃烧室压强p_c的关系式为

$$p_c=(\alpha\rho_p C^*\frac{A_b}{A_t})^{\frac{1}{1-n}}$$

式中 p_c为燃烧室压强；α为燃速系数；ρ_p为推进剂密度；C^*为特征速度；A_b为药柱燃烧面积；A_t为喷管喉部截面积；n为压强指数。按燃烧面积随时间的变化规律，可分为等面燃烧、增面燃烧和减面燃烧；按燃面在药柱上的位置不同，可分为端面燃烧、内侧面燃烧、外侧面燃烧和端侧面组合燃烧等。燃面大小及其变化规律主要由不同几何形状的药型及其几何参数的调整所决定。

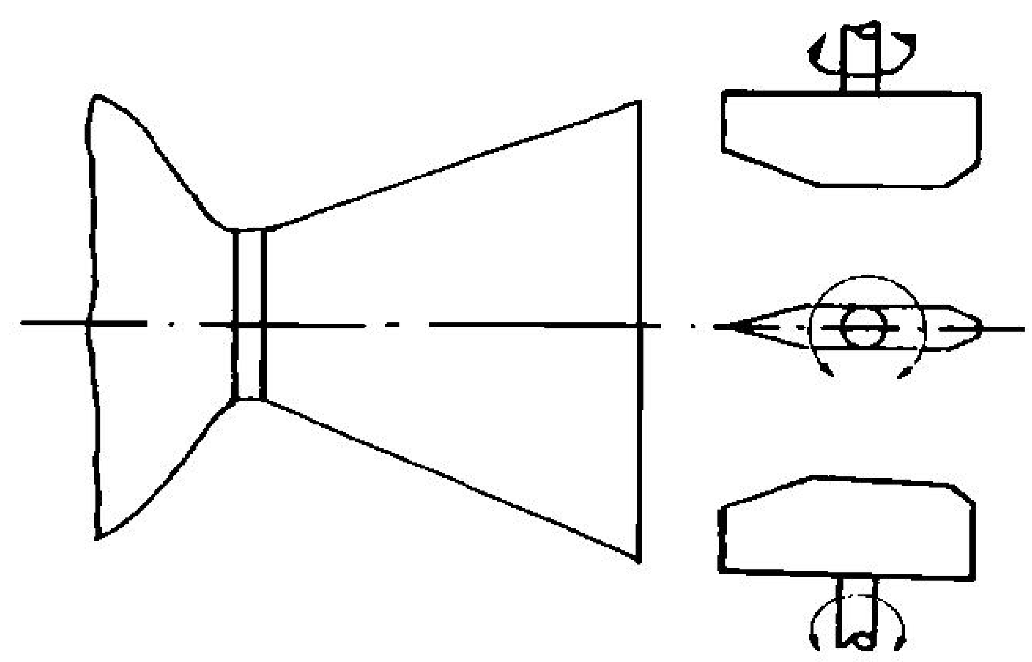


发动机工作过程中燃面的变化

（撰写：黄坚定 审订：黄祖蔚）

ranqiduo

燃气舵 gas vane 置于喷管出口处排出的燃气流中可转动的舵面。燃气舵由舵机操纵，在燃气流中转动一个角度，燃气冲击在舵面上，就产生一定的控制力，力的大小与燃气舵的转角近似成正比。一对舵面同时同向偏转时产生俯仰或偏航控制力，反向偏转产生滚动控制力矩。由于燃气舵一直处于燃气流中，所以其烧蚀问题较为严重，尤其是在含铝的固体推进剂燃气中，有Al_2O_3粒子的冲刷作用，这一问题尤为突出，需要用钨钼合金等难熔金属制作舵面，对工作时间较短的，也可采用石墨和碳/碳复合材料等。燃气舵在燃气中有一定阻力，会造成较大的推力损失，但其结构简单可靠，操纵力矩较小。第二次世界大战期间德国的V-2导弹就用燃气舵作推力矢量控制，后来美国的“中士”和“潘兴”I等早期导弹上也有使用。燃气舵在喷管出口处的结构示意图如图所示。



燃气舵在喷管出口处的结构示意图

（撰写：黄坚定 审订：刘志武）

ranqi fashengqi tuijinji

燃气发生器推进剂 gas generator propellant 又称气体发生器推进剂或燃气发生剂。各种燃气发生器使用的推进剂。有液体燃气发生剂和固体燃气发生剂两种。固体燃气发生剂一般都是缓燃推进剂，主要功能是燃烧时产生具有一定温度的燃气，为燃气涡轮提供工质，或为导弹等飞行器的各种气动元器件提供高压气体作为辅助动力源，也可用于汽车安全装置及海上救生装置的快速充气等。在这些用途中，要求燃气温度一般为600～1200 ℃，燃气清洁，固体残渣少，烧蚀性和腐蚀性小，燃气量大且燃烧稳定。液体燃气发生剂有单组元和双组元两种。常用的单组元液体燃气发生剂是过氧化氢、硝酸异丙酯和无水肼，它们在热或催化剂作用下分解产生500～1100 ℃的热燃气。用于液体火箭发动机的双组元液体燃气发生剂都采用与发动机主推进剂相同的液体推进剂，但为了控制燃气温度不致过高，必须选用较高（4～6）或较低（0.05～0.15）的余氧系数，使之成为富氧或富燃料燃气。燃气发生剂还有一种用途是产生富燃料燃气，为冲压发动机提供进行二次燃烧的燃料，这时的燃气发生剂被称为贫氧推进剂或富燃料推进剂。

（撰写：师昌绪 王北海）

ranqi pengzhangbi

燃气膨胀比 gas expansion ratio 火箭发动机喷管入口总压p_i^*与喷管出口压强p_e之比。燃气膨胀比ε可用下式表示

$$\varepsilon=\frac{p_i^*}{p_e}\approx\frac{p_c}{p_e}$$

这里用燃烧室压强 p_c 近似作为喷管入口总压 p_i^*。燃气膨胀比的大小反映了燃气在喷管中的膨胀程度，该比值越大，说明燃气膨胀越充分，有更多的燃气热能和压强势能转换成动能，可以达到更高的排气速度。要减小 p_e，可以加大喷管的出口面积(增大喷管的扩张比)，这对不同的发动机有一定的限制：一是喷管扩张比的增大会增加喷管尺寸和质量；二是喷管出口压强 p_e 的降低受到发动机所在工作环境压强 p_{amb} 的制约。$p_e=p_{amb}$ 为最佳膨胀，实际发动机工作时很难达到这一点；$p_e>p_{amb}$ 为欠膨胀，在真空中工作的发动机都为这种情况；$p_e<p_{amb}$ 为过膨胀，会使发动机实际产生的推力减小，工作效率降低。

（撰写：黄坚定　审订：刘志武）

ranqi sifu jigou

燃气伺服机构　gas servomechanism　以热燃气作为能源的气动伺服机构。与使用冷气的伺服机构相比，燃气伺服机构的主要优点是响应速度快，体积小，质量轻，功率质量比大；缺点是燃气残渣易堵塞气路而必须精细过滤，工作时间短，需用耐高温材料。

（撰写：高可人　审订：王毓兰　包为民）

ranshao chanwu

燃烧产物　combustion products　燃料或推进剂燃烧生成的高温气体和凝聚相物质的混合物。燃烧产物因燃料或推进剂的成分不同而不同。通常由C、H、O、N 4种元素组成的燃料或推进剂，在余氧系数为1，无离解时，完全燃烧生成的产物为CO_2、H_2O和N_2；在不完全燃烧和有离解时，还有CO、H_2、O_2、NO_x；在高温下发生离解时还有H^+、O^-、N^-和OH^-等离子。固体推进剂除含有C、H、O、N外，还含有Cl、Al等元素，燃烧产物中含有CO、H_2、H_2O、HCl、N_2、Al_2O_3、CO_2、OH、O_2、O等成分。根据化学热力学原理，通过求解化学平衡方程、物质平衡方程和总焓守恒方程，可以求出给定燃烧室压强下燃烧产物的平衡成分以及燃烧室燃气温度等热力学参数。使用肼类燃料的可贮存推进剂液体火箭发动机的燃烧产物中含有多种有害物质。有害燃烧产物排入大气中可能造成环境污染。液氢/液氧液体火箭发动机完全燃烧后的燃烧产物是水蒸气，最为清洁。

（撰写：刘宽生　朱宁昌　审订：王 铮　顾明初）

ranshao chanwu ningjuxiang

燃烧产物凝聚相　condensed phase of combustion products　燃烧产物中呈液态或固态的组分。在固体火箭发动机中，为了提高推进剂的能量和抑制燃烧不稳定性，常在推进剂中加入金属铝粉或者其他金属(Mg和Li等)粉末，导致燃烧反应后生成的燃烧产物中含有凝聚相金属氧化物颗粒。在使用烃类燃料的液体火箭发动机的燃烧产物中也会产生碳粒等凝聚相组分。燃烧产物凝聚相的存在，将导致喷管内气相和凝聚相的两相流动。这不仅会引起喷管性能降低，而且还可能使喷管传热性能恶化，造成烧蚀或损坏。

（撰写：朱宁昌　审订：顾明初）

ranshaoji

燃烧剂　fuel　又称燃料。火箭推进剂中能与氧化剂发生燃烧反应，放出大量热和气体产物的组分。在液体火箭推进剂中，常用的燃料有烃类、液氢、肼类、混肼、油肼、胺类、胺肼和混胺等。固体火箭推进剂中的燃烧剂有两类：一类是金属及其氢化物，常用的有铝粉、镁粉、三氢化铝、氢化镁，其次还有铍粉和锆粉等。另一类是含有碳、氢元素的有机化合物。通常它们都是固体推进剂的各种功能组分，如粘合剂、增塑剂和固化剂等。它们除了具有其自身的功能作用外，还能在推进剂燃烧时生成CO_2、CO、H_2O、H_2等气体产物，并放出大量热。对燃烧剂的要求是燃烧值高、密度大、燃烧气体产物量大和分子量低。因此其含氢量越多越佳，以提高推进剂的燃烧温度，降低燃气分子量，从而提高特征速度和理论比冲。

（撰写：王北海　审订：李谨卫）

ranshaore

燃烧热　combustion heat　单位质量物质在完全燃烧反应过程中所释放的热量。通常以在温度为298 K和压力为1个大气压(约100 kPa)的标准状态下单位反应物的燃烧热作为标准燃烧热。通过实验来测定某种物质的燃烧热时，需将燃烧产物的温度降低到燃烧前的初始温度，然后测定燃烧反应所释放的热量。燃烧热按其燃烧产物中的水蒸气是否释放相变潜热而分别称为高热值和低热值。在燃烧产物含有水蒸气的情况下，当温度降至标准状态298 K时，水蒸气发生相变而凝结成水，释放出相变潜热，所测得的燃烧热值称为高热值。而在发动机实际工作过程中，由于燃烧产物温度很高，其中所含的水蒸气不可能在排出发动机之前发生凝结而释放相变潜热。这种不附加相变潜热的燃烧热称为低热值。对于某些没有进行过实验测定的燃料，可以根据其化学结构键能来估算燃烧热。液体推进剂的热值是指单位质量推进剂在余氧系数$\alpha=1$的条件下，完全燃烧时放出的热量，并取其低热值。固体推进剂的热值是指单位质量推进剂，在药柱初温为20 ℃和规定燃烧室工作压强下燃烧时放出的热量。

（撰写：朱宁昌　刘宽生　审订：顾明初　王 铮）

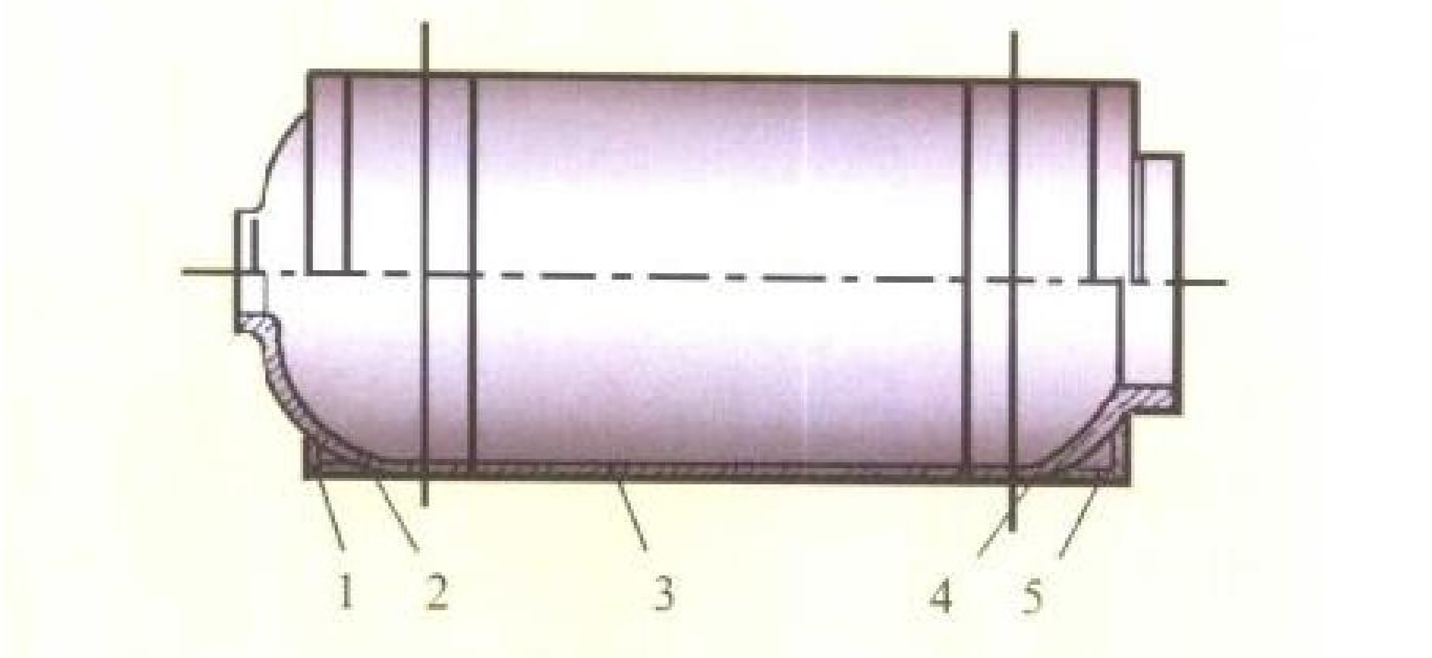
ranshaoshi keti

燃烧室壳体　combustion chamber case　又称发动机壳体。装填固体推进剂药柱并使之在其中燃烧的压力容器。它是固体火箭发动机的重要部件之一，通常又是导弹弹体或运载火箭结构的一部分。壳体的工作条件恶劣，既要承受推进剂燃烧时产生的高温(3200～3500 K)、高压(3～20 MPa)燃气的作用，还要承受导弹/火箭飞行中的振动、冲击、气动加热和各种轴向与横向外载荷，因此要求壳体具有足够的强度与刚度。壳体内表面要有绝热层，用来防止燃气的烧蚀与冲刷，气动加热严重时壳体外表面应有防热措施。壳体通常由前、后椭球封头、圆筒段和前、后连接裙等零部件组成。按材料不同可分为金属材料壳体和复合材料壳体。金属材料通常采用高强度或超高强度钢，也有采用钛合金、铝合金的。复合材料壳体采用纤维浸渍树脂经缠绕和固化后成型，纤维材料有玻璃纤维、有机纤维和碳纤维，其中碳纤维具有高强、高模和低密度的特点，已成为当前最先进的壳体材料。衡量壳体品质的重要指标是壳体特性因子，可用下式表示

$$N_c=p_{bc}V_c/m_c$$

式中 N_c 为壳体特性因子；p_{bc} 为燃烧室壳体爆破压强；V_c 为燃烧室容积；m_c 为燃烧室壳体质量。上式表明，在相同 V_c 下，p_{bc} 越高，m_c 越轻，N_c 就越大，则壳体品质越佳。

R



燃烧室壳体结构示意图

1,5—前、后连接裙；2,4—前、后椭球封头；3—圆筒段

（撰写：黄祖荫　审订：刘竞生）

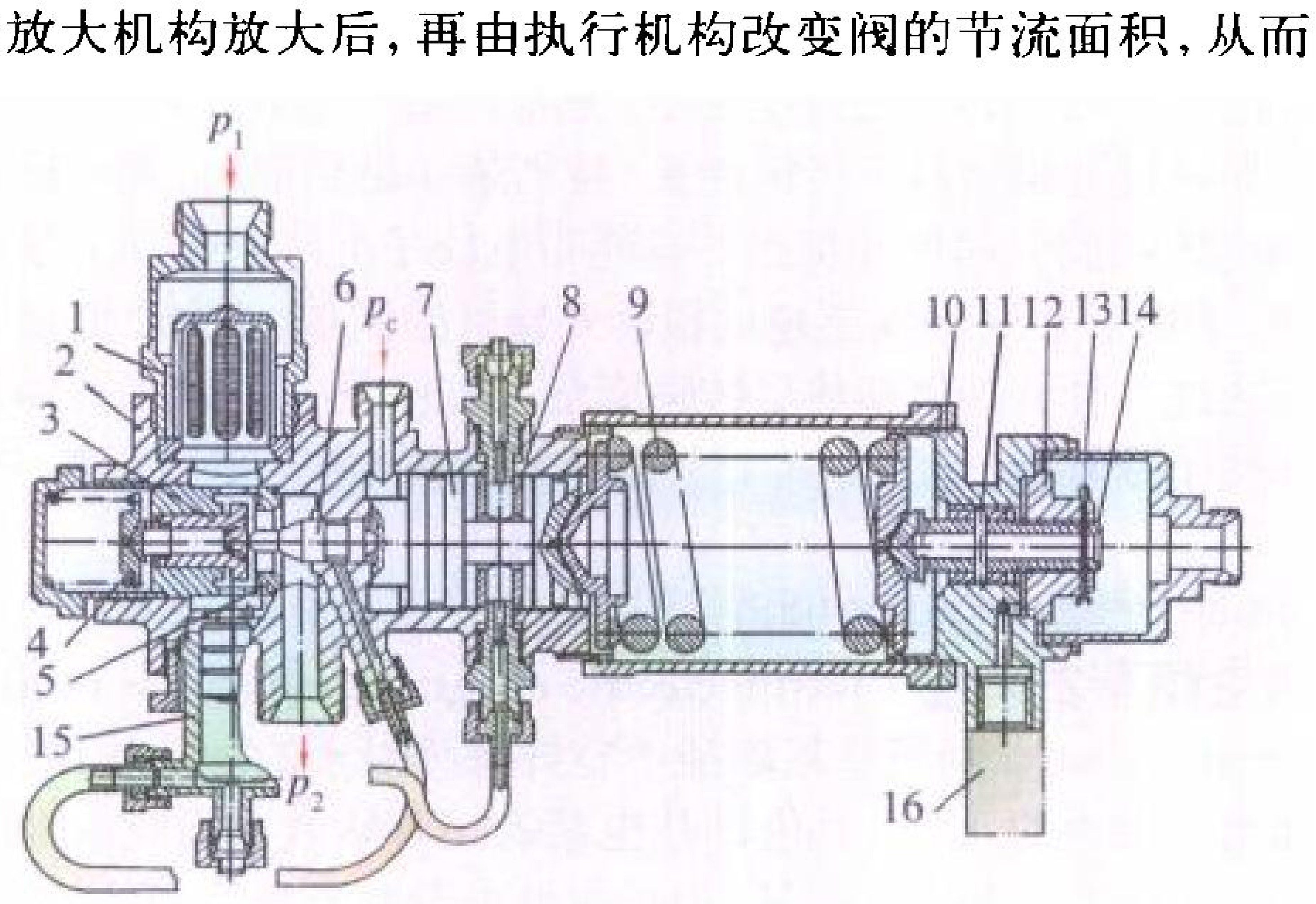
ranshaoshi ranqi wendu

燃烧室燃气温度　chamber gas temperature　简称燃气温度。推进剂在燃烧室内定压绝热燃烧，滞止状态下燃气所达到的温度。理论上，推进剂在燃烧室内进行化学反应（统称燃烧），产生燃烧产物（统称燃气，实际上有的含有凝聚相）所达到的温度主要取决于推进剂的组成，在定压绝热条件下，可以用化学热力学计算方法确定。在燃烧过程中，推进剂的化学能转变为燃气的热能，这种转变遵守能量守恒定律。但是，在实际燃烧过程中，燃气所能达到的温度还受到多种因素的影响，如燃烧效率、燃烧室壳体散热、燃气实际组分等。一般来讲，推进剂含能越高，燃烧后生成的燃气温度也越高。液体推进剂燃气温度一般在3000 K以上，固体双基推进剂燃气温度在2000～3000 K，固体复合推进剂燃气温度为2400～3000 K，含金属粉末复合推进剂燃气温度可达3000～4000 K。

（撰写：黄坚定　审订：刘志武）

ranshaoshi yali tiaojieqi

燃烧室压力调节器　combustion chamber pressure regulator　简称压调器。液体火箭发动机中使发动机燃烧室压强保持在规定数值的自动调节组件。压调器通常由壳体、敏感元件、基准元件、放大机构和执行机构等组成。压调器感应燃烧室压强并与预先调定好的基准值（额定值）进行比较。当燃烧室压强偏离额定值时，通过敏感元件将测量出的偏差经放大机构放大后，再由执行机构改变阀的节流面积，从而改变推进剂的流量，直至燃烧室压强恢复到额定值。压调器按结构可分为直接作用式和间接作用式（先导式）。前者结构简单，调节精度低；后者设有专门的放大机构，调节精度高，但结构复杂。　（撰写：余伯健　审订：刘小渝）



燃烧室压力调节器

1—过滤器组件；2—壳体；3—阀芯；4—回位弹簧；5—阀座；6—顶杆；7—柱塞；8—阻尼环；9—基准弹簧；10—调整壳体；11—销钉；12—转级活塞；13—开口销；14—调节螺钉；15—油壶组件；16—电爆管；p_1—调节器入口压强；p_2—调节器出口压强；p_c—燃烧室压强

ranshaoshi yaqiang

燃烧室压强　chamber pressure　燃烧室中推进剂燃烧时燃气生成的压强。燃烧室压强是发动机工作时的重要性能参数。固体发动机燃烧室压强可由下式确定

$$p_c=\left(\alpha \rho_p C^* \frac{A_b}{A_t}\right)^{\frac{1}{1-n}}$$

式中 p_c为燃烧室压强；A_t为喷管喉部截面积；C^*为特征速度；A_b为药柱燃烧面积；ρ_p为推进剂密度；α为推进剂燃速系数；n为压强指数。由于喉径在工作过程中变化很小，压强主要随燃面的变化而变化，其变化规律主要取决于药柱燃烧面积的变化历程，一般呈增面、减面和恒面3种燃烧规律。燃烧室平均压强和燃烧室最大压强在发动机设计中具有重要意义。燃烧室最大工作压强是在最高使用温度下发动机工作过程中的压强峰值，它是发动机壳体强度设计的主要依据。燃烧室平均工作压强一般为某一特定使用温度下发动机燃烧时间内的压强冲量与燃烧时间之比，可用下式表示

$$\bar{p}_b=\frac{1}{t_b}\int_0^{t_b} p_c \mathrm{d}t$$

式中 $\bar{p}_b$为燃烧时间平均压强；t_b为燃烧时间。平均工作压强反映了发动机在工作期间的压力水平。当平均工作压强增加时，可使发动机比冲增加而对提高火箭射程有利，同时又使壳体结构质量增加而导致火箭射程降低，说明对每一发动机均存在一个以获得最大射程为目标函数的最佳平均压强。因此平均工作压强是发动机优化设计中重要的优选参数之一。

（撰写：黄祖荫　审订：刘竞生）

ransu tiaojieji

燃速调节剂　burning rate modifier　又称燃速催化剂或燃速改性剂。用化学或物理方法改变固体推进剂燃速的物质。燃速调节剂通过加快或降低燃烧表面的热传导，加速或减缓氧化剂或粘合剂的分解过程以及改变推进剂的火焰结构来改变推进剂的燃速。它对燃速温度敏感系数和压强指数也有影响。燃速调节剂分为两类：燃速增速剂和燃速降速剂。常用的燃速增速剂有过渡金属氧化物（如三氧化二铁、亚铬酸铜、氧化铜等）、二茂铁及其衍生物（如叔丁基二茂铁等）和硼氢化合物（如卡硼烷等）。常用的燃速降速剂有铵盐（如硫酸铵、草酸铵等）、碳酸盐（如碳酸钙、碳酸镁等）、金属氟化物及羟胺的无机酸盐等。金属丝、金属纤维或碳纤维均匀地埋置于推进剂中，也有明显的提高燃速作用。燃速调节剂的用量对燃速调节幅度有影响，一般有最佳用量范围。

（撰写：姚润森　审订：王北海）

ransu wendu mingan xishu

燃速温度敏感系数　temperature sensitivity of burning rate　在恒定压强条件下，燃速对推进剂初温的敏感性，即

$$\tau=(\partial r/\partial T)_p/r$$

式中　τ为燃速温度敏感系数；r为燃速；T为推进剂初温；下角标p表示压强恒定。通过实验得到恒定压强下燃速r与初温T的相关数据后，可以给出$\ln r-T$关系回归方程式，在此单对数坐标图上，τ是相关直线回归方程式的斜率

R

$$\tau = (\frac{\partial \ln r}{\partial T})_p = \frac{1}{r}(\frac{\partial r}{\partial T})_p$$

取其在一定温度区间 ($T \sim T_0$) 积分时，得到

$$r = r_0 \exp[\tau(T - T_0)]$$

对于复合推进剂，τ值约为$0.0012 \sim 0.0024\ K^{-1}$。在发动机实际研制中，常取一平均值$\bar{\tau}$，其表示式为

$$\bar{\tau} = (r - r_0)/[r_0(T - T_0)]$$

也就是初温改变1K或1 °C时的燃速相对变化量。复合推进剂的平均燃速温度敏感系数约为0.2 %。燃速温度敏感系数主要与推进剂组分的热分解有关，受到氧化剂、粘合剂和燃速催化剂的影响，一般难于调节。

（撰写：阮崇智　审订：王　铮）

ransu yaqiang zhishu

燃速压强指数　burning rate pressure exponent　固体推进剂燃速与压强关系式 $r = a\,p^n$ 中的指数n。实验表明，压强是影响燃速的主要因素之一。通过实验得到燃速r与压强p的相关数据之后，可以用多种数学方法给出r-p关系回归方程式，也称为燃速定律。其中圣·罗伯特—维也里指数关系式得到了广泛应用

$$r = a\,p^n$$

式中　a为燃速系数。在对数坐标上，n是回归直线方程的斜率

$$n = \frac{d\ln r}{d\ln p} = \frac{dr/r}{dp/p}$$

反映燃速随压强变化的敏感性。对于不同的推进剂，n值可为小于1的正值、0（平台推进剂）或负值（麦撒推进剂）。端羟基聚丁二烯（HTPB）推进剂的n值为$0.2 \sim 0.4$；聚氨酯推进剂的n值为$0 \sim 0.3$，有时为负值；硝酸酯增塑聚醚（NEPE）推进剂的n值为$0.5 \sim 0.7$。n值在一定范围内可以通过调整推进剂配方来调节。（撰写：阮崇智　审订：王　铮）

raofei

绕飞　fly-by　目标航天器的对接走廊（对接轴）不沿飞行方向时，控制追踪航天器在轨道平面外机动，使之进入对接走廊入口的飞行控制过程。国际空间站在其正飞行速度方向（$+V$）和正距离方向（$+R$）设有多个对接走廊口。追踪航天器（如航天飞机轨道器）需要在国际空间站禁飞区之外的$-V$轴上待命，然后离开$-V$轴，在国际空间站的下方绕到离对接口约1 km～500 m的$+R$对接走廊，或绕到$+V$对接走廊入口的待命点，经在轨测试合格后，再转入交会的停靠阶段。

（撰写：王旭东　审订：吴宏鑫）

reandingxing

热安定性　thermal stability　又称热安全度。在热作用下，固体推进剂的物理性能、化学性能、燃烧或爆炸性能不超过允许变化范围的能力。复合推进剂的热安定性比双基类和硝酸酯增塑聚醚（NEPE）类推进剂要好。热安定性的大小常用阿累尼乌斯公式表示

$$K = A\exp(-E/RT)$$

式中　K为推进剂性能变化速率；A为指前因子或频率因子；E为反应活化能；R为通用气体常数；T为反应温度。也可用反应活化能E的大小来表征热安定性。活化能E小，热安定性差；活化能E大，热安定性好。通常可用差热分析（DTA或DSC）、热重分析（TGA）等方法来测定固体推进剂的热安定性。（撰写：王树声　张小平　审订：李谨卫）

rebeifen

热备份　hot sparing　处于加电工作状态的准备。备份冗余是常用的容错方法之一。热备份下，当主份发生故障时，由检测和切换开关控制，及时用备份替代主份并继续工作，直到备份耗尽，从而提高了系统的可靠性。从信号的角度，热备份的输入和处理过程与主份或完全相同，或基本相同，但在主份正常工作情况下备份并不输出，只有当主份发生故障时，才由检测和切换开关控制输出。这样的系统，检测和切换开关是必不可少的，对切实提高系统的可靠度也是非常重要的。假设单检的可靠性为R，考虑检测和切换开关为理想情况，则双模热备份系统的可靠性为$R_{DM} = 2R - R^2$。热备份一般用于实时性要求较高的关键任务。

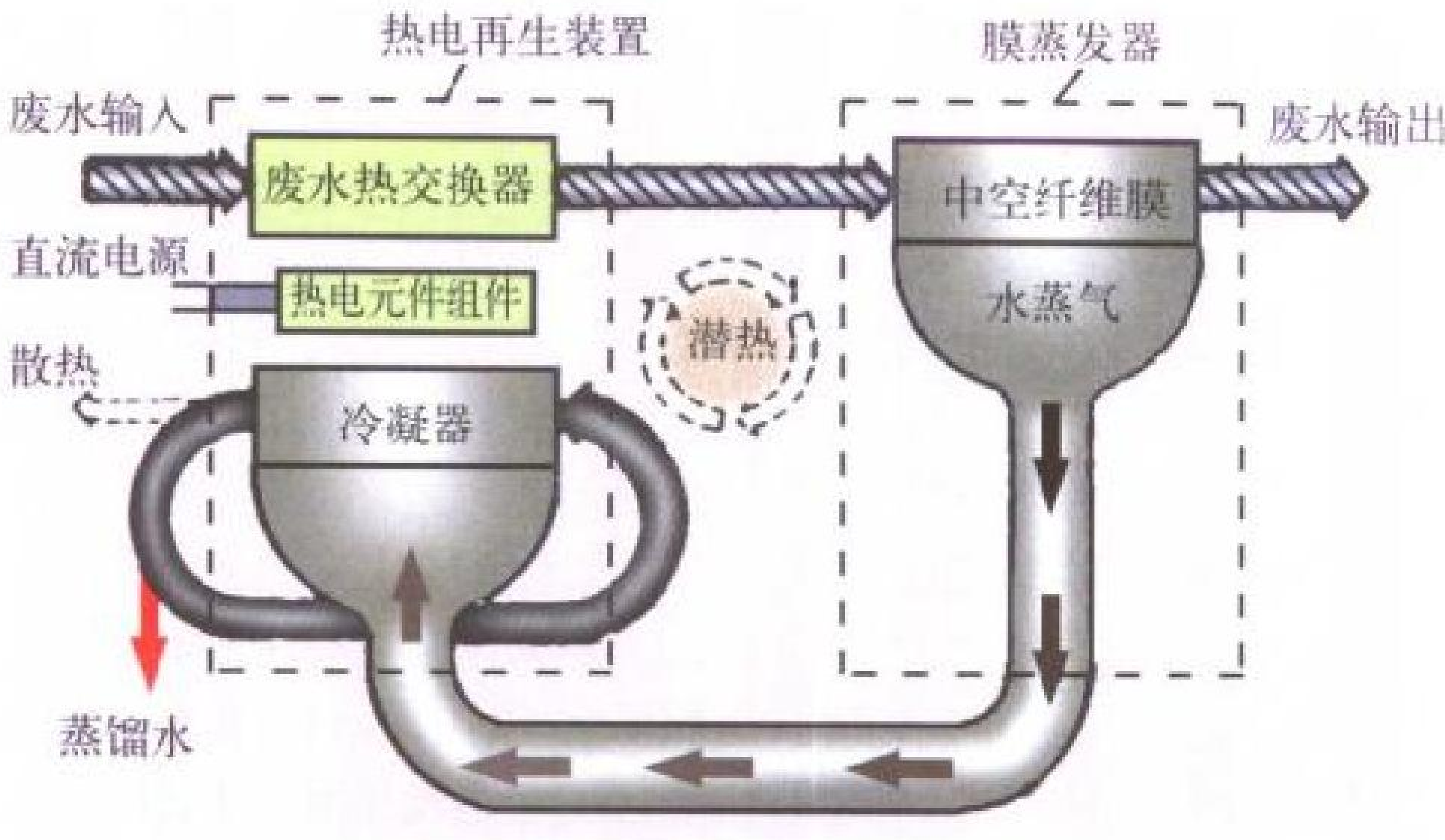
（撰写：蒋轩祥　审订：陈作人）

receng

热层　thermosphere　从中间层顶以上大气温度重新急剧升高，直至温度不再随高度变化的大气层。热层是大气中最主要的化学扰动区，其最主要的热源是太阳的极紫外辐射，而红外辐射冷却源已极少。由于大气吸收太阳辐射中波长小于200 nm的高能远紫外和极紫外辐射，大气分子光化分解为原子，产生新的激活成分；从太阳来的极高能辐射使原子电离。这些过程还伴随着放热，使得在90～200 km高度内，大气温度随高度有陡峭的增高。在200 km高度以上，随着高度增高，大气更趋于稀薄，进入大气的热量逐渐减少，热层大气就逐渐趋于等温状态。受太阳辐射变化的影响，热层温度随高度、地方时、季节和太阳活动有很大变化。特别是太阳活动的情况不同，热层顶的高度和温度有较大的变化。热层顶高度大致在400～700 km之间变化，热层顶温度大致在500～2100 K之间变化。此外，地球环绕太阳公转以及黄道面与太阳的赤道面有一倾角等因素也会引起高层大气的半年和季节性变化，一年当中10月份大气温度和密度达极大值，4月份有次极大值，7月份达极小值，1月份有次极小值。地球自转引起高层大气的昼夜变化，一般情况下，地方时午后3点大气温度出现极大值，午夜3点出现极小值；而午后2点大气密度出现极大值，午夜4点出现极小值。不过高层大气参数随季节和昼夜的变化幅度比随太阳活动的变化幅度为小。热层的第二能源来自太阳风。太阳风通过磁层向下传输能量，特别是在磁暴期间，源于磁层的电场耗散引起焦耳加热，高能带电粒子沉降引起动力学加热，有时在短时间内能超过极紫外辐射的能量。此外，低层大气通过各种波动也向热层传输能量。因此，热层的能量传输和平衡十分复杂。（撰写：田剑华　审订：都　亨）

redian mozhengfa xitong

热电膜蒸发系统　thermoelectric integrated membrane evaporation system　利用全氟磺酸中空纤维膜对水的渗透作用，分离出尿液中的水分，并借助热电泵的珀耳帖效应回收蒸发潜热的尿液处理与再生系统。由于尿液中含有大量的固体物质，尿液处理与再生系统具有很高的技术难度。系统主要由膜蒸发器和热电再生装置两部分组成。膜蒸发器的蒸发面积可达5 m²，中空纤维内径1.270 mm，外径1.524 mm，每根纤维长度2.3 m，每套装置装有600根中空纤维丝，尿液处理量达2 kg/h。尿液在膜蒸发器内循环流动过程中，水分不断渗



热电膜蒸发尿处理系统原理图

透到膜的外壁，布满外表面的一层水膜不断蒸发和形成。由于膜的外部空间处于低压下，大量的水蒸气在较低温度下产生并流入热电再生装置的冷凝器内凝结成水。冷凝过程释放的潜热通过热交换器给流进来的低温尿液加热。尿液水蒸发温度和蒸气冷凝温度相差 10 ℃ 左右，因此热电泵的面积较大，可达 0.2 m^2。系统设有尿液循环回路，蒸气冷凝回路，低压维持回路以及水／气分离回路等。此外，还必须对尿液设置保鲜系统，定期对尿储箱加入保鲜剂，保持尿液不变质，无沉淀，不发泡，不使尿素分解等。系统运行中也必须维持 65 ℃ 以下的温度，以防止尿素在高温下分解。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

refashe

热发射　hot launch　又称自推力发射或自力发射。靠导弹／火箭上的发动机在发射装置上点火工作产生的燃气推力，使导弹／火箭飞离发射装置的直接发射方式。采用热发射方式时，发射装置的结构比较简单。热发射装置上一般要设置定向排导火箭发动机喷射的高温、高速燃气流的导流器，使燃气流导向预定方向，以减轻对发射装置和地面的破坏。热发射较冷发射对发射装置与地面有较大的冲刷和烧蚀损坏，并会加大导弹／火箭的起飞质量。



采用热发射方式的运载火箭

（撰写：王兆华　孙雅平　审订：包元吉）

refusheqi

热辐射器　thermal radiator　又称辐射散热器。航天器用于直接向宇宙空间辐射散热的装置。航天器中各种设备的废热通过不同传热途径，包括导热、辐射、气体强迫对流、流体回路等最终传到热辐射器，再由热辐射器将这些热量向宇宙空间辐射。如果热辐射器不能将到达它的热量排散出去，则它及整个航天器的温度将升高。热辐射器的温度越均匀，它排散热量的效率越高。热辐射器有多种类型，其中最简单的是结构板热辐射器，它利用航天器的结构板（如蜂窝夹层结构面板）作为热辐射器。电子设备的热功耗通过蜂窝芯传到热辐射器（即外表板）上，再排放到空间中去。随着航天器功耗的增加，结构板热辐射器的面积已经不能满足排热的需要，于是出现了不依赖航天器结构板面积大小的可展开式热辐射器。其他种类的热辐射器有体装式热辐射器，柔性热辐射器，移动带热辐射器和液滴热辐射器等。

（撰写：文耀普　审订：郭　舜）

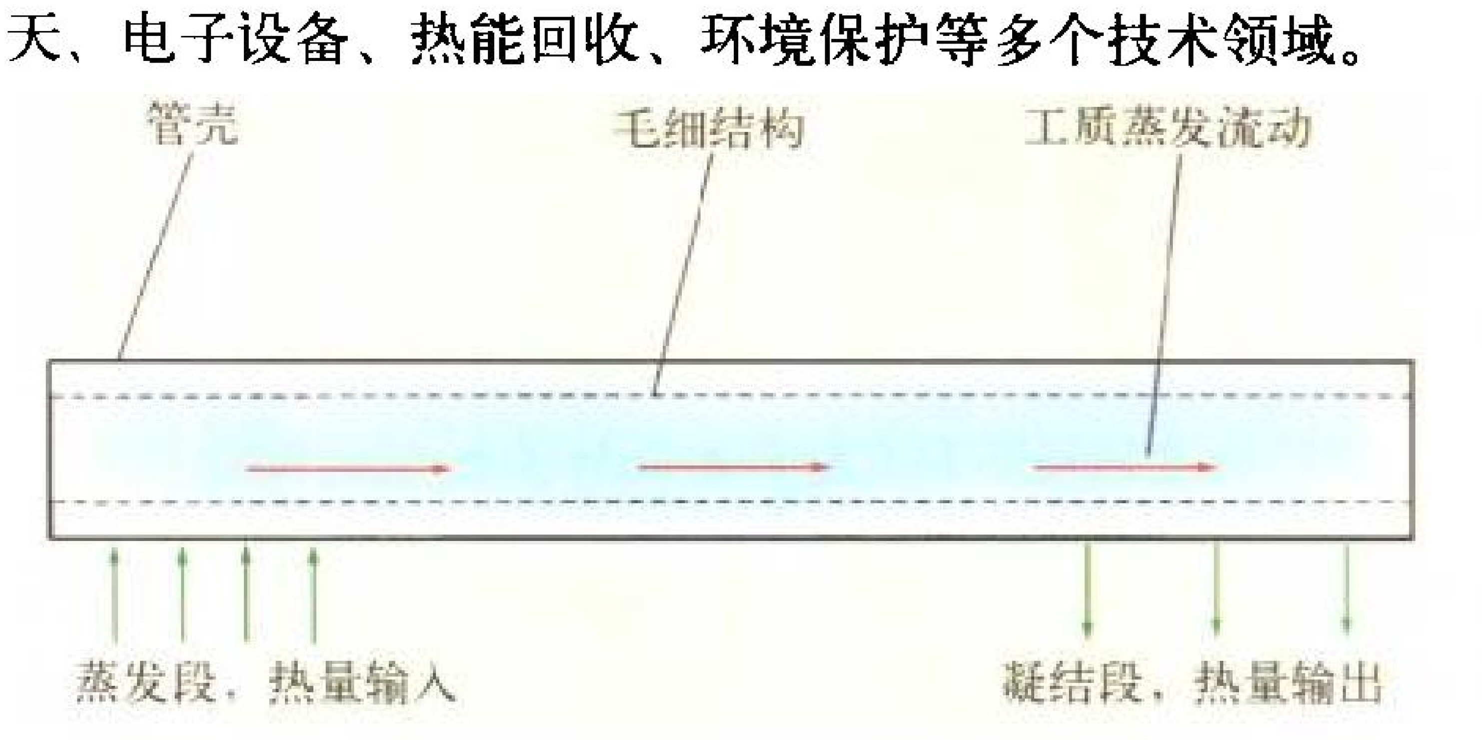
regonghao

热功耗　heat dissipation　航天器上设备工作和生物活动产生的热流量。航天器设备通电工作时，一部分电能转变成有用的机械功、化学能和电磁波等，另一部分则变成了热能。设备的效率越低，热功耗越大，产生的废热越多。航天器必须利用各种途径，将这些废热排散掉，否则设备温度会持续升高，危及设备正常工作。有些设备长期处于连续工作状态，其热功耗维持在一个恒定的值，温度也基本维持不变。但也有相当多的设备短期工作，设备工作时有热功耗，温度升高，设备关机时无热功耗，温度下降。设备的短期工作导致其温度激烈波动。另外，航天器上的人和其他生物在其新陈代谢过程中也会产生热量，这部分热量也需要排散到宇宙空间。热功耗是热控系统设计的重要输入条件。

（撰写：文耀普　审订：郭　舜）

reguan

热管　heat pipe　以毛细结构的抽吸作用驱动工质循环流动的蒸发、凝结传热元件。热管由密闭的管壳、毛细结构和封装在管壳内的工质组成。当热管的一端（蒸发段）被加热时，毛细结构中的工质液体受热蒸发，蒸气在压力作用下流向另一端（凝结段），并在那里释放出热量，凝结成液体。在毛细结构毛细力的作用下，凝结液流回蒸发段，完成传热循环。由于热管靠工质的蒸发和凝结传输热量，因此能在极小的温差下传递很大的热流，被人们称为超级导热部件。此外，热管还具有将集中的热负荷分散为低热流密度的能力。管壳材料和工质应当相容，即不发生化学反应，不生成不凝结气体。热管的性能通常用最大传热能力和蒸发段、凝结段传热系数描述。自从20世纪60年代提出热管的概念以来，热管已用于航天、电子设备、热能回收、环境保护等多个技术领域。



热管的结构和工作原理

（撰写：文耀普　审订：郭　舜）

re he weiliuxing fanghufu

热和微流星防护服　thermal and micro-meteoroid protection garment　又称外套防护服或真空屏蔽隔热服（包括头盔和手套）。套在舱外压力服外面，用于隔热和抗微流星冲击的航天服。它的主要功能是：(1) 在阳光照射下，防止热量过多地透入压力服内；(2) 在阴影条件下，限制热量过多散失；(3) 保护

压力服免受空间颗粒或尘埃的损伤。俄罗斯的“奥兰”航天服经服装(包括舱外压力服)漏入的热流小于19.02 kJ/h，散失的热流小于28.68 kJ/h;美航天飞机舱外航天服漏入的热量小于18.16 kJ/h，散失的热流小于26.77 kJ/h。

(撰写：陈景山 审订：魏金河)

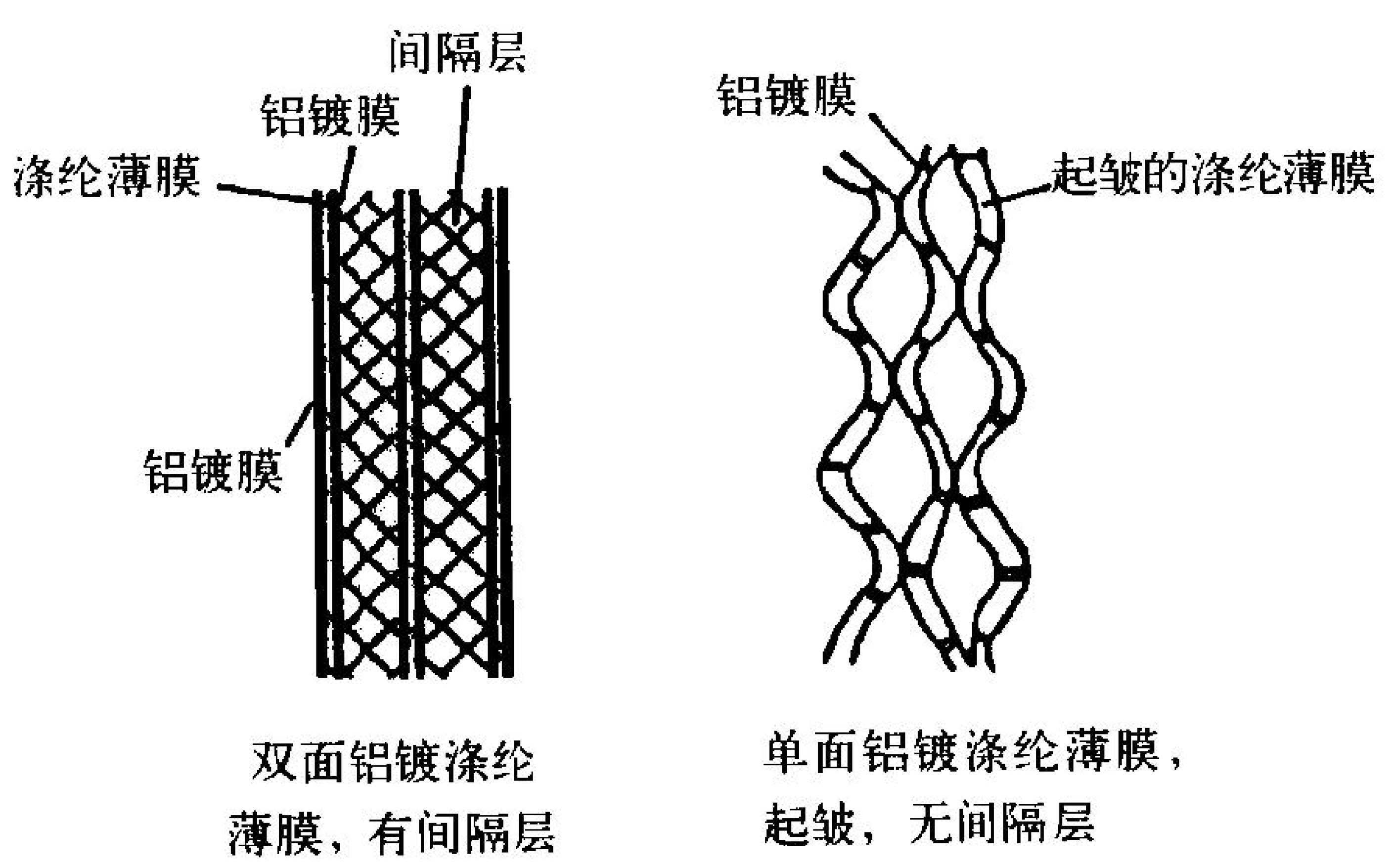
rehongwai wendu fenbianlü

热红外温度分辨率 infrared temperature resolution 表征红外遥感器对热辐射灵敏程度的一种度量指标。红外线温度分辨率是相对于同一仪器的另一个技术指标——空间分辨率而提出来的。在红外遥感器体积、质量和功耗一定时，要提高其温度分辨率就要降低其空间分辨率，反之亦然。这个概念只适用于一般场合讨论红外仪器的温度探测能力和空间分辨能力这两者的关系时使用。例如有的学者曾把噪声等效温差(NETD,有时写成NEΔT，其定义参见*辐射分辨率*)叫作温度分辨率。随着红外技术的发展，对一个红外成像系统的综合度量，在温度分辨能力方面目前已有几个更为科学的技术参数可用，例如噪声等效温差、最小可分辨温差(MRTD)和最小可探测温差(MDTD)。上述技术参数都有确定的含义和使用场合，而且均可以用测量设备测得具有一定精度的数值。

(撰写：金志煜 审订：高 军)

rekong cailiao

热控材料 thermal control material 又称温控材料。通过合理配置可控制受控体内外的热交换过程，使其结构和仪器设备在允许的温度范围内工作的材料。载人航天器要求热控材料质量轻，成本低，安装施工容易，以满足大面积使用的需要；对于空间站等长寿命航天器，还要求具有长期工作稳定性。热控材料分热控涂层材料、绝热材料和导热填充材料。航天器所处的太阳热环境十分恶劣，背阳面温度-100 ℃，向阳



具有间隔层和反射屏起皱的多层绝热系统

面温度+120 ℃左右。在航天器表面涂敷热控涂层可以平衡与空间的热交换，维持舱内的正常温度。有机硅热控涂层是比较理想的涂层，在涂层中加甲基硅橡胶作胶粘剂时，耐真空紫外线辐照能力最强，耐原子氧侵蚀能力也较强，在航天器中广泛采用。人造地球卫星的某些仪器设备或部件、蒙皮需采取热控措施，须用高反射性能的多层绝热材料。这种绝热材料实际上并不是一种材料，而是一种组合的绝热系统(见图)。

(撰写：夏德顺 审订：戴永耀)

rekong tuceng

热控涂层 thermal control coating 具有特定的热辐射性质，用以调节物体辐射热交换的表面层。例如通过抛光、电镀、阳极氧化、喷涂、真空镀膜等工艺所形成的表面层。热控涂层的特性由它的太阳吸收率和半球发射率描述。热控涂层的作用是按设计的太阳吸收率和半球发射率，调节进出航天器的热流，从而达到控制航天器表面温度的目的。根据吸收—发射比(太阳吸收率和半球发射率的比值)的大小，热控涂层可以分为高吸收—发射比热控涂层、中吸收—发射比热控涂层和低吸收—发射比热控涂层；根据制造工艺，热控涂层可以分为抛光或喷砂型热控涂层、阳极氧化型热控涂层、电镀型热控涂层、化学转换型热控涂层、喷涂型热控涂层和真空沉积型热控涂层等。热控涂层是航天器热控设计的重要选择，它不仅有效，易实现，而且不耗电，无运动部件，因此广泛应用于各种航天器。热控涂层不仅分布在航天器的外表面，调节来自太阳和地球的能量以及航天器向空间辐射出去的能量，也用于航天器内部的设备和部件，增强它们之间的辐射传热。在空间环境的太阳紫外辐射、质子和电子辐照以及原子氧的长期作用下，航天器外表面热控涂层的太阳吸收率将发生退化，其结果是使航天器的温度升高。

(撰写：文耀普 审订：郭 舜)

repingheng shiyan

热平衡试验 thermal balancing test 在空间模拟室的轨道热环境(真空、冷黑与辐射)条件下，检验航天器轨道飞行中平衡状态下温度分布的试验。它用于验证航天器热设计数学模型，并考验航天器热控制系统的功能。其环境条件为真空度优于6.5×10^{-3} Pa，热沉温度低于100 K，对太阳光的吸收率大于0.95，半球法向发射率大于0.90，采用红外模拟器或太阳模拟器模拟外热流。航天器热平衡试验分初样阶段的热平衡试验与正样阶段的鉴定热平衡试验。试验方法分稳态(轨道周期



航天器做热平衡试验

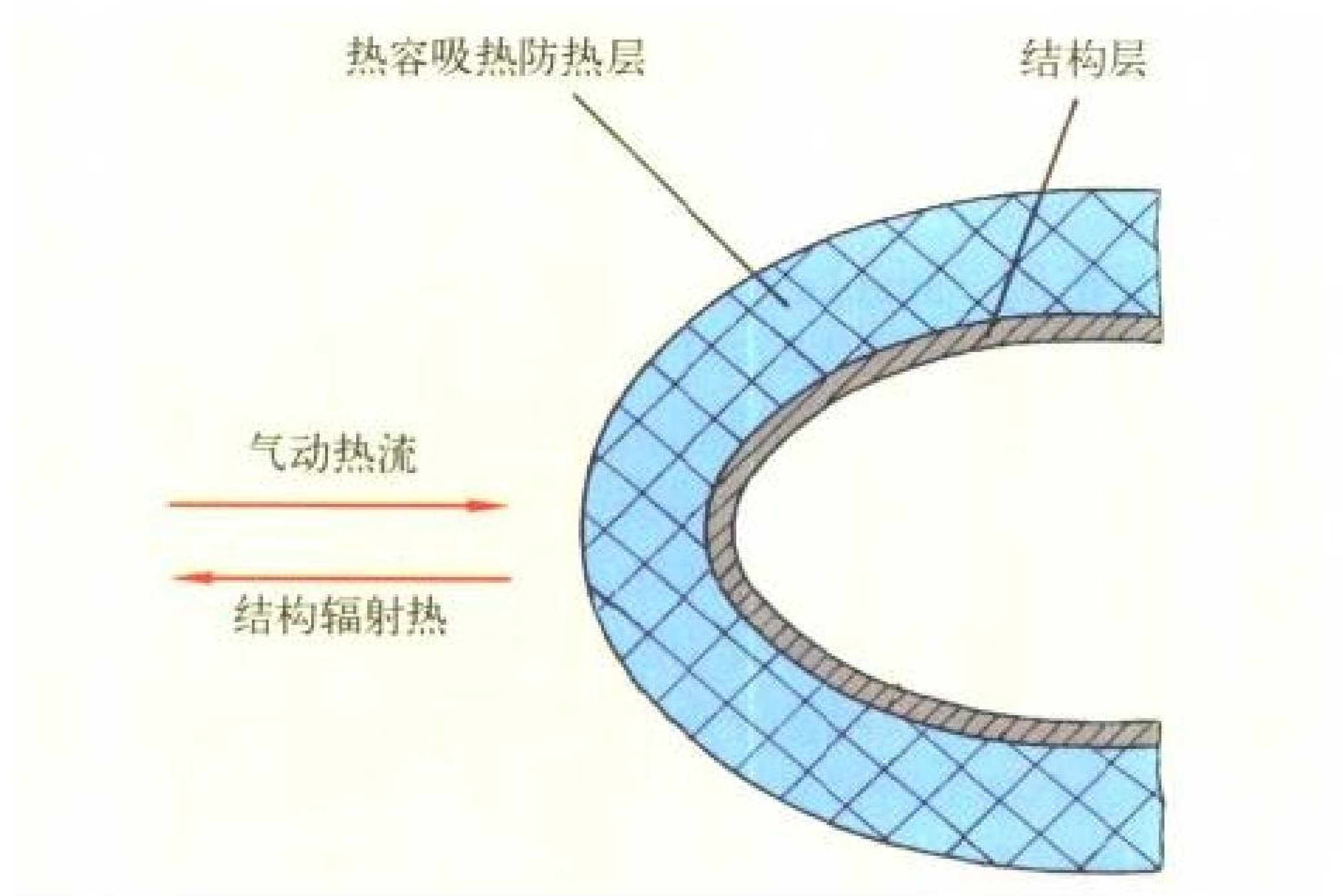
平均)热平衡试验和瞬态(周期循环)热平衡试验。试验工况包括试验高温工况，即由热分析得到的使航天器上某些仪器设备达到最高温度水平或最接近其高温限的试验工况；试验低温工况，即由热分析得到的使星上某些仪器设备达到最低温度水平或最接近其低温限的试验工况。

(撰写：黄本诚 审订：刘 锋)

rerong xire fangre

热容吸热防热 heat sink thermal protection 利用防热层材料本身在温升时的吸热作用，吸收大部分传入航天器表面的气动热的防热方式。在航天器返回舱结构表面包覆一层热容量大的材料，只要该层材料的比热容足够大，能承受

足够高的温升，材料总质量足够多，就能将大部分的气动热吸存在这里，从而保证内部结构不致过热。根据这种吸热原理，除了要求热容吸热防热材料比热容大、耐温能力强外，还要求导热系数大。导热系数大的防热层可使整个材料极快地参与吸热，不会使防热层局部过热。符合这种要求的材料主要有铍、铜和石墨等。热容吸热防热的优点是结构简单，再入时外形不变，可重复使用；主要缺点则是防热机制单一，防热效率低，而且为达到防热的目的，防热层的质量较大。这种防热方式只在航天器再入与返回技术发展的初期使用，目前已很少单独使用。但热容吸热的机制在其他防热形式中还是被广泛地采用。



热容吸热防热示意图

（撰写：吴国庭　审订：冯纪生）

reshuanghejin

热双合金　thermo-bialloy　由两层或多层具有不同线膨胀系数的金属或合金，沿整个接触面牢固地结合成一体的精密合金材料。它在温度变化时发生弯曲变形。普通的热双合金由两层组成，一层为高线膨胀系数合金，称为主动层；另一层为低线膨胀系数合金，称为被动层。主动层常采用黄铜、Fe-Ni系和锰基合金等；被动层主要采用Fe-Ni因瓦合金。通过主动层和被动层的不同组合可以得到不同类型的热双合金，如高温型、中温型、低温型、高敏感型、中敏感型、耐蚀型、电阻型等。热双合金的加工方法主要是热轧结合法，加工工艺主要是稳定化处理。该类合金一般作为温度敏感元件用于各种温控设备，如热继电器、断路器、空调器等。

（撰写：仝爱莲　审订：韩鸿硕）

resuxing tuijinji

热塑性推进剂　thermoplastic propellant　在温度较高时加载具有塑性形变的能力，而在常温下具有满意的强度和一定伸长率的固体推进剂。热塑性推进剂主要有历史悠久的压伸双基推进剂和近年来才出现的热塑性弹性体（TPE）推进剂两种。为了使双基推进剂中的硝化甘油（NG）与硝化纤维素（NC）两者互相分散均匀并得到充分的塑化，可借助于水使NG均匀分散在NC中，然后经驱水、压延，最后压伸成形，冷却成为所需药柱。热塑性弹性体是一种$(AB)_nA$型线性嵌段共聚物，由线性刚性链段（A）和线性柔性链段（B）组成，在较高温度下具有线性聚合物的塑性，可进行成型加工，室温下两端的刚性链段的相互作用相当于物理交联点，表现出交联聚合物的橡胶高弹性。将热塑性弹性体用作固体推进剂的粘合剂，可使推进剂既具有双基推进剂加工方便、易形成生产规模和成本较低的优点，又具有复合推进剂高比冲的优点，成为一种有发展前景的战术导弹用固体推进剂。

（撰写：王北海　审订：李谨卫）

rezhenkongcang

热真空舱　thermal vacuum chamber　一种小型环境模拟设备。它主要是为研制载人航天器环控生保系统提供一个温度、压力试验环境。其外形和一个大型烤箱相似，外壳呈方形，内有厚厚的保温层，中间是一个带有密封门的内胆。内胆不大，一般不超过1 m³，密封性要求很高。箱内装备有真空机组和温控机组。真空机组可在1 h内将内胆的压力降至1.33×10^{-3} Pa，真空度较高；温控机组由冷冻机和加热器组成，可以将内胆温度控制在$-25\sim+65$ ℃，温度变化梯度为1 ℃/min左右。

（撰写：张福冬　审订：魏金河）

rezhenkong shiyan

热真空试验　thermal vacuum test　在真空与一定温度条件下验证航天器及其组件各种性能与功能的试验，由冷浸、热浸与变温过程组成。其环境条件为真空度优于6.5×10^{-3} Pa；具有冷黑背景，半球法向发射率大于0.90。冷浸是使航天器及其组件处于规定的试验最低温度，并停留规定的时间；热浸是使其处于规定的试验最高温度，并停留规定的时间。从室温开始降至规定的试验最低温度，实行冷浸，再上升到规定的试验最高温度，实行热浸，最后回到室温，称为一个温度循环。试验类型分：(1) 鉴定级热真空试验，用以验证卫星在规定的压力与鉴定级温度条件下是否满足设计要求。温度条件是最高温度比最高期望温度高10 ℃，最低温度比最低期望温度低10 ℃，温度循环若干次。(2) 验收级热真空试验，用以在规定的压力与验收级温度条件下，暴露材料和工艺缺陷。温度条件是最高（或最低）温度为最高（或最低）期望温度，温度循环若干次。



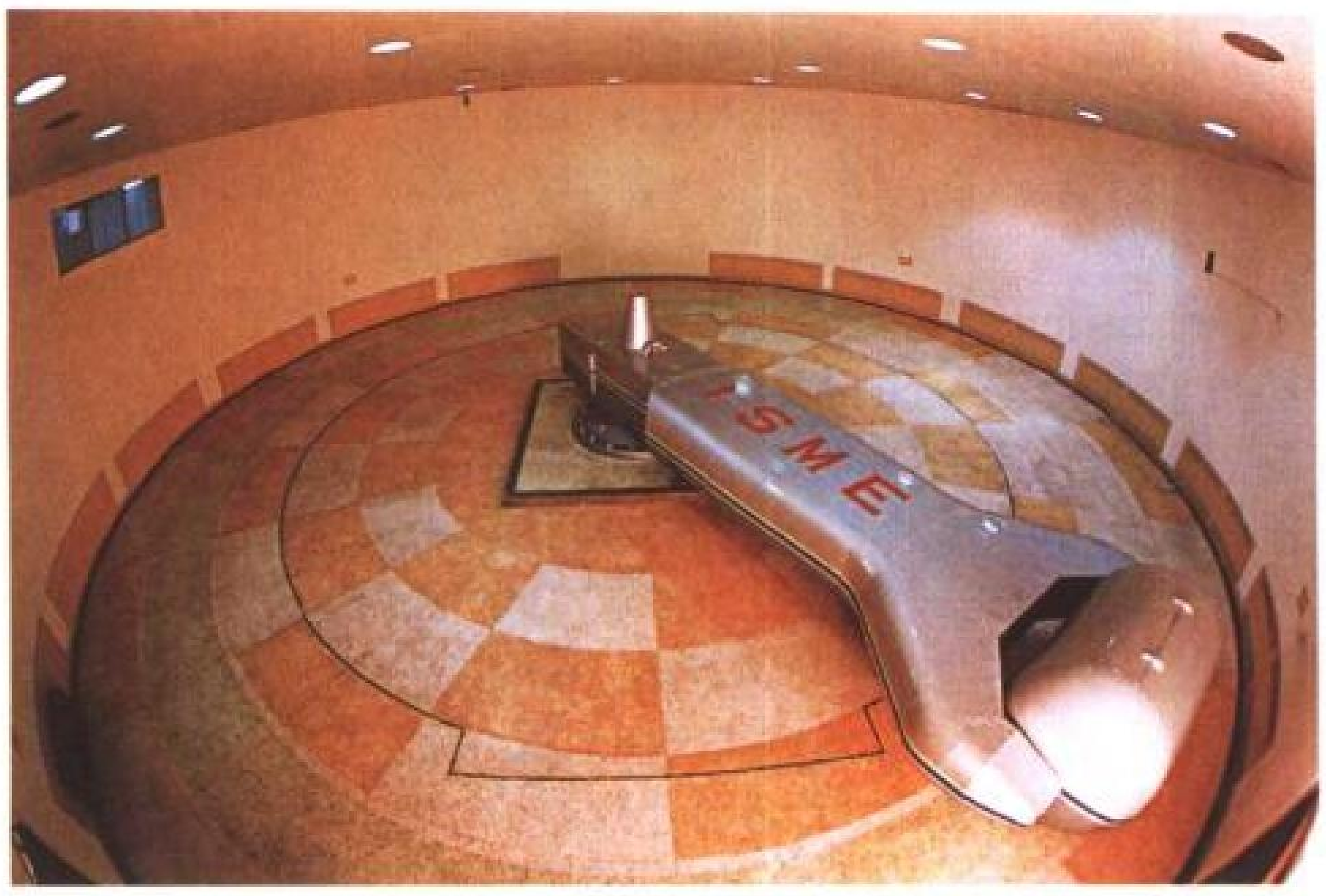
我国某通信卫星在做热真空试验

（撰写：黄本诚　审订：刘　锋）

renti lixinji

人体离心机　body centrifuge　一种利用旋转时的离心力模拟载人航天（或飞机）飞行中产生的过载力的设备。可用于航天员（或飞行员）的超重耐力选拔、训练和人体超重生理学研究。人体离心机由吊舱、转臂、转台、拖动系统、控制系统和信号采集传输系统等组成。人体离心机关键的技术指标是实现重力加速度值增长率，现代离心机可达到6～10 g/s；其

R



我国第三代人体离心机

人体生理参数采集传输系统的失真度要求较高，一般要求小于1％～2％。由于它是一种大惯量的动态设备，所以其整体系统（包括机械系统、拖动系统和地基基础）的固有频率要求相对较高。我国现有人体离心机已发展到第三代（见图），其最大过载为16 *g*，最大过载增长率为6 *g*/s，臂长8 m。人体离心机正朝着多轴舱、人机闭环控制、舱内视点模拟的方向发展。（撰写：张福冬　审订：魏金河）

renwei qihui

人为气辉　artificial airglow　由火箭带到高空释放的化学物质与大气成分发生化学反应或散射太阳光形成的发光现象。常用的释放物质有碱金属、碱土金属、铝及氮化物等。一氧化氮与高空的氧原子作用，发射出二氧化氮余辉的连续谱，可用来测量氧原子的密度。钠云的扩散和漂移，可用来测量高层大气的温度、密度和高空风速度。钡原子有很高的电离截面，跟踪钡云可获得电离层电场和磁场的分布。化学物质释放已成为研究高层大气的主动试验方法之一。除化学物质释放外，电离层加热试验和高空核爆炸，都能在较大的空间范围增强某些气辉光谱成分的发射强度。

（撰写：吴健征　审订：都亨）

renzao diqiu weixing

人造地球卫星　artificial satellite　环绕地球在空间轨道上运行（至少一圈）的无人航天器。人造地球卫星（简称卫星）是发射数量最多、用途最广、发展最快的航天器。卫星按运行轨道区分，有低轨道卫星、中高轨道卫星、地球同步轨道卫星、地球静止轨道卫星、太阳同步轨道卫星、大椭圆轨道卫星和极轨道卫星；按用途区分，有科学卫星、技术试验卫星和应用卫星，其中应用卫星种类最多，发射数量也最多。卫星由包含各种仪器、设备的若干分系统组成。这些分系统可以分为专用（有效载荷）系统和服务（保障）系统两类。专用系统，即有效载荷系统，是指与卫星所执行的任务直接有关的分系统，它包括遥感分系统、侦察分系统、通信分系统、导航分系统、测地分系统、探测分系统和数据传输分系统等。服务系统，即保障系统，是保障卫星有效载荷正常工作的分系统，它包括结构与机构分系统、热控制分系统、姿态和轨道控制分系统、测控分系统、数据管理（星务管理）分系统、电源分系统、总体电路分系统、返回分系统和压力控制分系统等。卫星任务不同，服务（保障）系统中的分系统组成就会有所差别；分系统的功能相同，具体的技术指标也可能并不相同。

（撰写：吴开林　审订：吴健生）

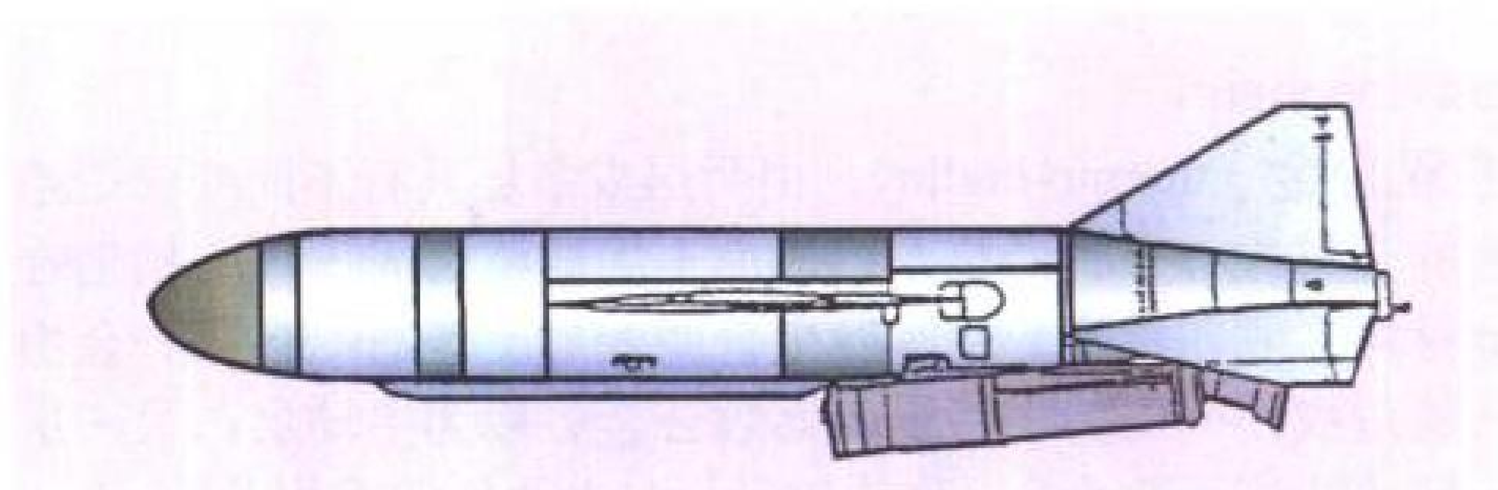
renzao yueliang

人造月亮　man-made moon　一种用于夜间照明的人造地球卫星。它除具有卫星的基本系统功能之外，还装备有多个面积巨大的、可调整姿态和角度的光学反射器。这些反射器可以把太阳光集中起来投射到地面上来，受光的地面可以是一个直径达上百千米的大圆形地区。在人造月亮所照射的地区内，亮度均匀且可调整。照射亮度取决于反射器的面积大小。据估算，这种卫星在晴朗的夜晚，可提供10倍于满月的月光照明度；在阴天的夜晚可提供满月时的月光照明度。这样明亮的光源，不但可作普通照明用，更重要的是可给因地震、水灾等自然灾害而使电力照明受到破坏的地区以及实行战时灯火管制的地区提供应急照明。

（撰写：战再吉　审订：孙力玲　王文魁）

renzixingyi buju

人字型翼布局　angular wing configuration　使用三个翼面，通常互成120°安装的气动布局形式。人字型安排的翼面总面积等于十字型翼面所用的面积，因而阻力无显著降低。虽然与十字型布局比较减少一个接头，但因总载荷相同，每一个翼面的载荷增加，使翼面与弹身之间的接头质量增加。另外，由于人字型的翼面在同样升力的情况下有较大的翼展，故载荷向翼端方向移动，增加了单位面积的质量，抵消了一部分由于减少一个接头所带来的好处。因此，导弹的主翼很少采用这种布局形式。尾翼用人字型布局，而主翼用一字型布局可以提供足够的航向稳定性，这时将优于十字型尾翼的情况。前苏联研制和装备的“冥河”导弹等就是采用这种布局形式。

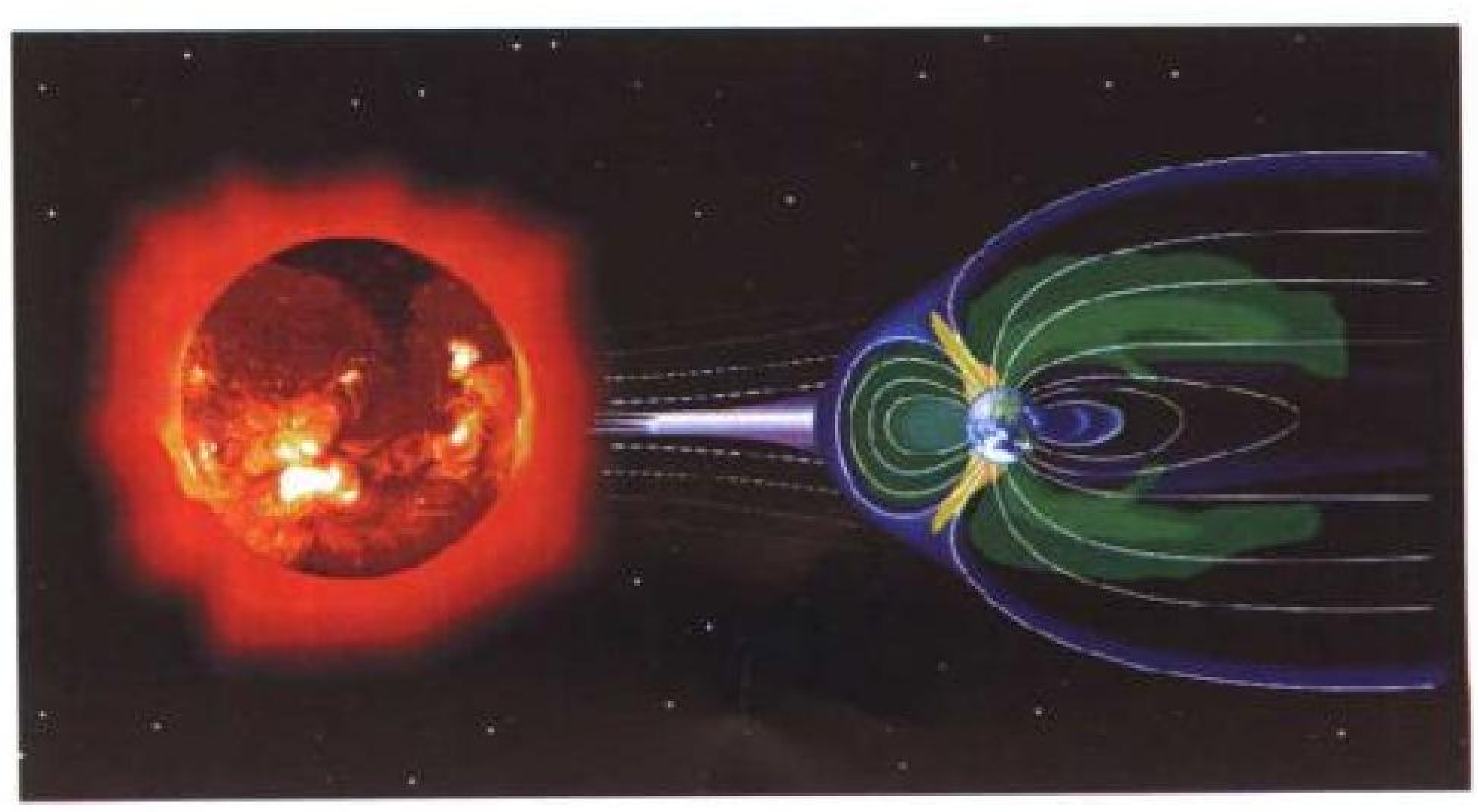


尾翼呈人字型翼布局的导弹

（撰写：刘恒振　审订：宣平）

ridi guanxi

日地关系　solar-terrestrial relationship　各种形式的太阳物质和能量发射及其变化与行星际空间及地球环境中所发生的现象和过程的关系。这种关系的研究随着观测技术的提高以及观测方法和手段的完善，已经从不涉及过程的表面现象之间相互关系的研究，发展到将日地系统作为整体深入进行物理过程的研究。太阳宁静时的电磁辐射、太阳风和行星际磁场



日地关系

与基本的行星际现象和地球空间环境现象相关联。但太阳上经常发生各种复杂的活动，它们会造成行星际空间环境和地球空间环境的扰动和变化。人们对活动的太阳表面、太阳风和周期性喷出的高能带电粒子云乃至对保护地球的地磁场边界的认识都已有了极大的发展，使日地关系的研究具有更深的物理基础。太阳与地球空间环境之间有着奇妙而复杂的联系，日地关系涉及多学科。对日地关系进行深入的研究，对于认识太阳和行星环境的关系有着重要科学意义，对人类进入太空，开发和利用太空，扩大太空的国防和军事应用，改进空间环境预报能力等也都有着重要意义。

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

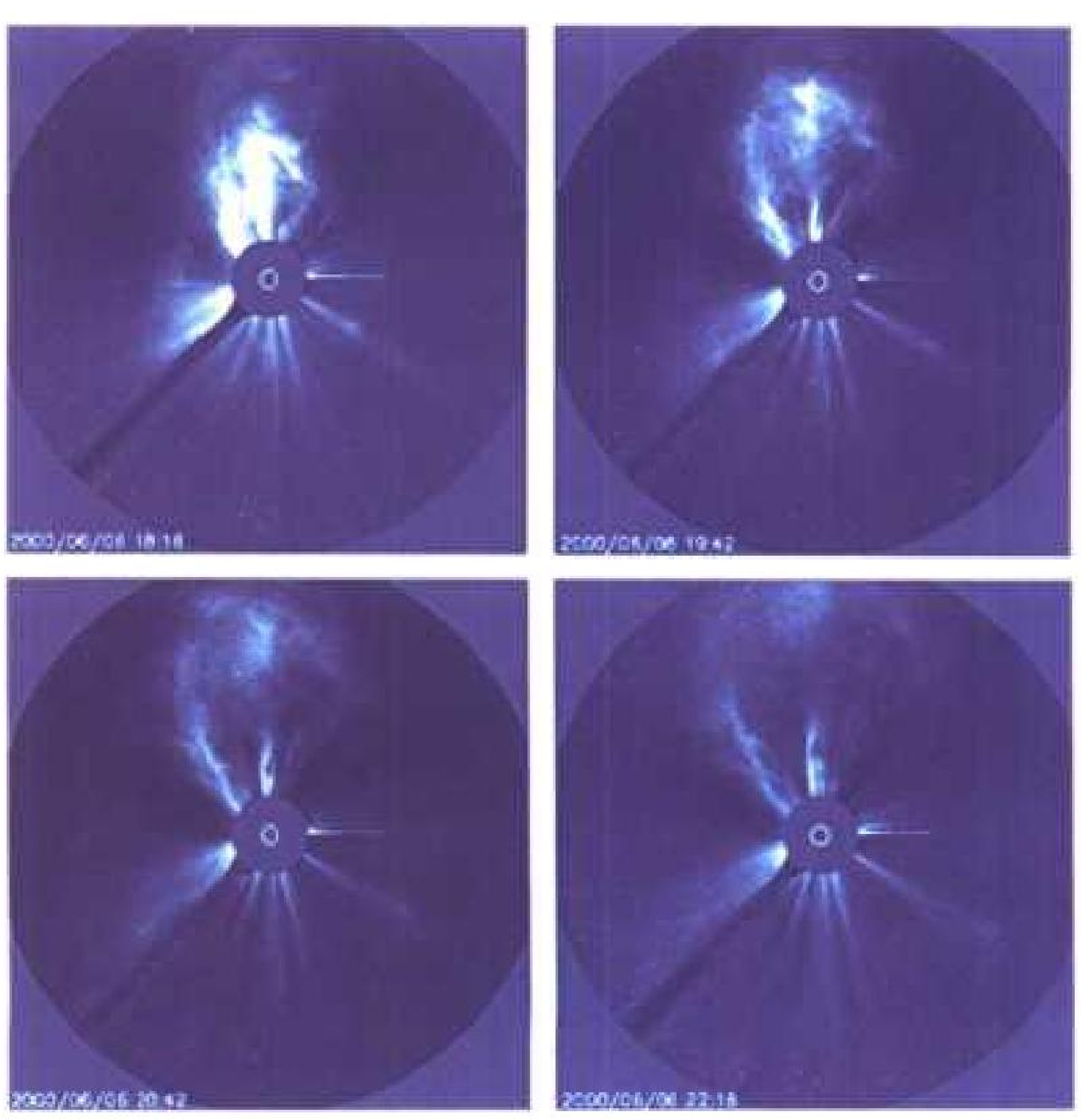
rimian shunbian shijian

日冕瞬变事件　coronal transient　日冕中各种尺度的快速扰动和运动现象。若日冕物质在向外运动时速度低于日面逃逸速度，则日冕物质最终又回到日冕中，其结果是导致日冕物质的重新分布。有时日冕物质向外抛射的速度大于日面的逃逸速度，则日冕物质就会飞离日面进入行星际空间，这类日冕瞬变事件称为日冕物质抛射。日冕物质抛射是日冕瞬变事件称中被研究最多的现象。日冕瞬变事件通常与爆发日珥或耀斑有关。日冕瞬变事件的结构和发生机制非常复杂，在理论上还没有比较合理的解释。

（撰写：吴中华　审订：都　亨）

rimian wuzhi paoshe

日冕物质抛射　coronal mass ejection (CME)　大量日冕物质从日冕局部区域瞬时向外膨胀或向外抛射，进入行星际空间的现象。它是太阳上的一种大尺度的高能活动现象，是日冕瞬变事件的一种。它可在几分钟到几小时的时间内使日冕结构发生明显变化，并伴有可观测的新的白亮光物质出现。这些抛出的物质进入行星际空间后，可引起行星际激波，并严重干扰和影响太阳风磁场，面向地球而来的可影响地磁场。20多年的观测发现，日冕物质抛射抛出的物质质量可达$10^{11}\sim10^{13}$ kg，能量可达$10^{23}\sim10^{25}$ J，抛出物质以平均约500 km/s的速度进入行星际空间，常常伴随有射电爆发。日冕物质抛射的空间尺度一般在10^5 km左右，其角宽度可以从几度到几十度，一般都很大，平均为45°左右。日冕物质抛射的发生位置在太阳活动极小年集中在赤道附近，以后随太阳活动的上升向两极扩展，极大时可达两极。日冕物质抛射是一种频繁发生的现象，其发生率的变化规律与太阳活动规律基本一致。抛射出的物质大体上有环形、拱形和晕形等几种三维结构。目前对日冕物质抛射的产生机制还没有合理的解释。越来越多的研究者认为日冕物质抛射是日地能量系统的一个重要环节，是太阳能量释放并导致行星际以及地磁扰动的初始源。因此对日冕物质抛射现象的深入研究，将对太阳活动预报和空间环境预报有重要的推进作用。



日冕物质抛射

（撰写：吴中华　审订：都　亨）

rimian yu miandong

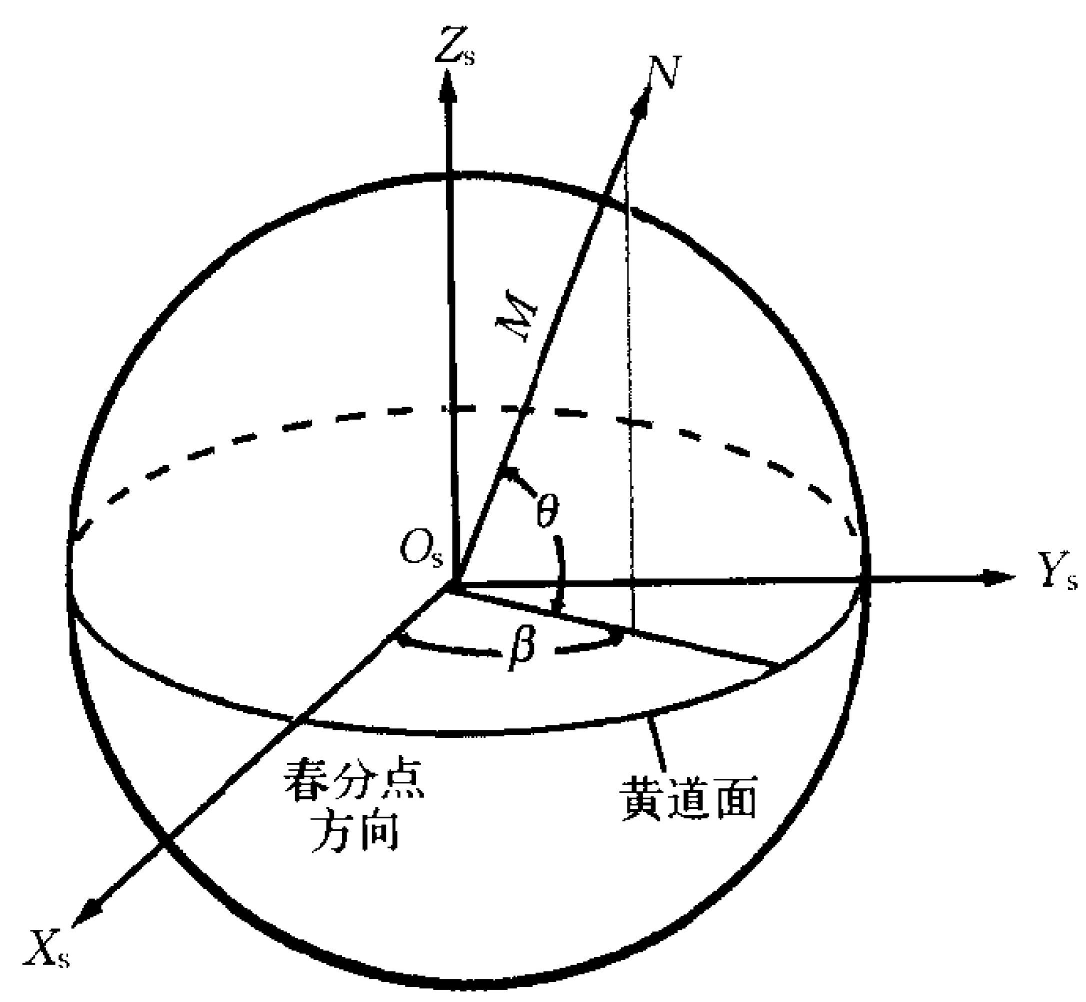
日冕与冕洞　corona and coronal hole　由很稀薄的完全电离的等离子体组成的，位于太阳大气的最外层的区域称为日冕。早期称为M区，从色球外缘向外延伸到几个太阳半径处，甚至更远。日冕温度为$1\times10^6\sim2\times10^6$ K。日冕的亮度极低，仅为光球的一百万分之一左右。日冕辐射的波段范围很广，从X射线、可见光到波长很长的射电波。太阳光谱的远紫外线和X射线主要在日冕中产生，因此常用远紫外线和X射线这两个波段来获得日冕像。日冕的形状和太阳活动水平有关。在太阳活动极大年，日冕接近圆形；而在宁静年则比较扁，在赤道区向外延伸。日冕磁场同光球磁场和色球磁场密切相关。日冕有两种磁结构：一种是封闭式的场结构，其对应的光学结构是盔状冕流；另一种是开放式结构，其对应物是冕洞。在X射线或远紫外线的日冕像中，辐射较弱、亮度比周围小得多的日冕区域称为冕洞。冕洞大致分为3种：(1) 极区冕洞，位于两极区，常年都有；(2) 孤立冕洞，位于低纬区，一般面积较小；(3) 延伸冕洞，从极区向南北延伸，从北极区向南延伸到南纬20°左右，或从南极区向北延伸至北纬20°左右，面积较大。也有人把冕洞分为两类：(1) 极冕洞，包括延伸到赤道附近的极冕洞；(2) 赤道冕洞，包括除极冕洞外的所有冕洞。冕洞是太阳上比较稳定的现象，寿命一般为5个太阳自转周。冕洞具有较明显的27天重现性。冕洞磁场的源位于太阳内部，比背景磁场源更深。统计表明，最大冕洞的发展在时间和位置上与太阳活动中最强烈的耀斑区是一致的。冕洞与高速太阳风有较好的相关性，基本上可认为冕洞（特别是极冕洞）是高速太阳风的源。因此它是太阳上的重要区域。



日全食时拍摄的日冕图像

（撰写：吴中华　审订：都　亨）

rixin huangdao zuobiaoxi
日心黄道坐标系 heliocentric ecliptic coordinate system 以日心为原点，以黄道面为基本平面的坐标系。日心黄道坐标系可以分为日心黄道直角坐标系和日心黄道球面坐标系。日心黄道直角坐标系的 O_sX_s 轴指向春分点，O_sZ_s 轴则垂直于黄道面，与地球公转角速度矢量方向一致，O_sY_s 轴与 O_sX_s 轴和 O_sZ_s 轴垂直，并且 $O_sX_sY_sZ_s$ 构成右手直角坐标系。日心黄道球面坐标系的3个坐标是 M、β 和 θ。M 为日心 O_s 到空间某点 N 的距离；β 在黄道面内，为春分点向东到 N 点的矢径在黄道面内的投影的角距，称为黄经；θ 为 N 点的矢径与黄道面的夹角，称为黄纬。该坐标系用于星际航行的导航和星体观测。



日心黄道坐标系

（撰写：范秦鸿 审订：张荣保）

rongcha fenxi
容差分析 tolerance analysis 在产品规定的使用温度范围内，在电路节点及输入输出点上，检测并确定元器件和电路的电参数容差和寄生参数的影响的可靠性分析技术。这种分析要考虑由于制造的离散性、温度和退化影响等因素引起的元器件参数值变化，并要检测和研究某些机电元件的电气特性和寄生参数，也应考虑输入信号或电源电压、相位、频率和带宽的最大变化和信号以及负载的阻抗特性。容差分析应该研究分析诸如电压、电流、相位和波形等参数对电路的影响，还应考虑在最坏情况下的电路元件过渡特性、时序、电路功耗与负载阻抗匹配等。这种分析需要一定的技巧和大量工时，一般仅在关键电路上应用。

（撰写：蒋轩祥 审订：耿秉坤）

rongcuo guanli
容错管理 fault tolerant management 采用能启动、调度、协调和同步系统中各容错设施（基于硬件的多模冗余和备份，嵌入操作系统的软件构件，应用级软件模块等）并使之能正确有序地进行工作的管理软件，以有效地完成故障的检测、诊断、隔离、系统恢复和重构等容错功能的过程。容错管理的主要目标就是将硬件的静态冗余和软件的容错技术统一协调起来，建立故障规范，以预定的方法和程序处理各类故障，使系统达到容错性能的设计指标。容错管理的基本策略是尽可能与原系统融合，综合考虑健壮性和有效性，使为容错而增加的系统开销最小。容错管理的基础框架由接纳控制、监视、检测、恢复以及相关的软件中间件构成，对于高实时性能系统还需考虑时间密集性的调度新算法。

（撰写：陈作人 审订：于伦正）

rongcuo jishu
容错技术 fault tolerant technique 使错误不影响系统功能的设计技术。容错技术所考虑并加以处理的主要对象是瞬间性故障，而且是单独、孤立存在的故障。容错技术实现的主要方法有信息容错、硬件容错、软件容错和时间容错。信息容错是以检测或修正信息在运算或传输中的错误为目的而外加的一部分信息。该技术常用于通信和计算机系统中，采用奇偶校验码、法尔码可以检错，采用海明码可以纠错。时间容错是以牺牲时间来换取计算机系统的高可靠性的一种手段，常通过重复执行指令或程序来消除瞬时错误带来的影响。硬件容错是以增加硬件（如元器件、线路等）来提高系统可靠性的一种手段，是最常见的冗余技术。在容错系统中按工作方式又可分为静态、动态和混合冗余。静态冗余通过表决和比较来屏蔽系统中出现的错误；动态冗余的主要方式是用多重储备模块相继运行来维持系统正常工作；混合冗余中既有静态冗余也有动态冗余，兼二者之长。软件容错是通过增加程序来提高软件的可靠性，如增加用于测试检错或诊断的外加程序，增加用于计算机系统自动改组、降级运行的外加程序以及一个程序用不同的语言或途径独立编写。

（撰写：刘婷 审订：陈晓彤）

rongcuo sheji
容错设计 fault tolerant design 根据计算机或网络的高可用性、高可靠性和高安全性要求，在系统的体系结构、操作系统及应用层软件设计时融入一定的容错措施，使系统在发生故障时能够继续正常运行和保证数据的完整性的设计技术。容错设计技术可分为静态冗余和动态冗余两大类，其基本内容包括故障限制、故障检测、故障屏蔽、重复执行、故障诊断、重构、恢复、重新启动、修复和重建这10个过程的实现。经典的容错设计注重静态冗余和功能部件的设计。随着现代计算机和信息科学技术的新发展，容错设计的目标转向各种高性能的容错系统，如分布式处理容错、高速网络容错、多媒体系统容错、高安全性系统容错等。以软件实现容错的系统也是一个主要研究方向。美国国防高级研究项目局和美国航空航天局近几年重点研究实时系统容错的设计和用软件实现容错的空间计算机设计，并研究了一种抗黑客入侵所产生的相关恶性故障的、基于密码结构的容错系统设计技术，不仅扩充了故障的概念范畴，而且提出了新的容错系统结构，对抗黑客频繁入侵具有非常重要的实际意义。

（撰写：陈作人 审订：蒋轩祥）

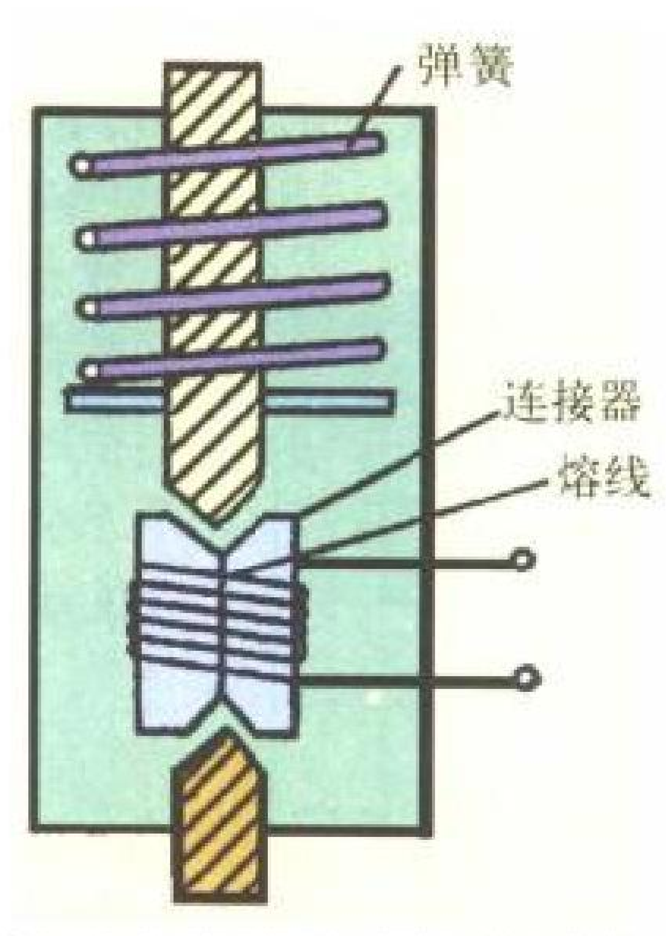
ronghuaxing shaoshi cailiao
熔化型烧蚀材料 melting type ablation material 在强气动加热作用下，材料表面达到熔化温度而形成液态层，依靠液态层的蒸发和流失来达到防热目的的防热材料。这是目前烧蚀防热材料中采用最多的材料类别之一，包括作为天线窗盖板的石英材料、编织石英纤维复合材料、玻璃酚醛、高硅氧酚醛和碳石英等。编织石英纤维复合材料根据使用条件的不同可分为2.5 D、3 D和3 D 4向等多种编织方法。酚醛类材料根据使用部位和承受气流剪切程度的不同，可分为纤维或碎布模压高硅氧（玻璃钢）酚醛和纤维布带浸渍缠绕高硅氧（玻璃钢）酚醛等。在强气动加热的作用下，这类防热材料的表面

温度达到1600 ℃(玻璃钢类材料)以上和1800 ℃(石英和高硅氧类材料)以上时，玻璃纤维或石英纤维开始熔化，在表面上形成薄薄的液态层。随着气动加热和表面温度的进一步提高，当达到2600 ℃以上时，SiO_2从液态蒸发成气态，并伴随着大量的吸热和热阻塞效应。这类防热材料通过相变蒸发和液态层流失产生质量损失，带走大部分气动加热，使表面温度保持在允许的范围内，从而达到防护再入体的目的。

（撰写：孙洪森　审订：安复兴）

rongxian fenli zhuangzhi

熔线分离装置　fusible wire release device　利用一根不锈钢丝或其他金属丝，把一个套筒夹头或预先压紧的扳机装置卡在一定位置，通电后金属丝发热烧断，使夹头或扳机装置返回原位置，从而将连接器分离的解锁装置。熔线分离装置的优点是在400 ℃高温下不受影响；缺点是为防止环境热散失，需密封或在真空条件下使用。

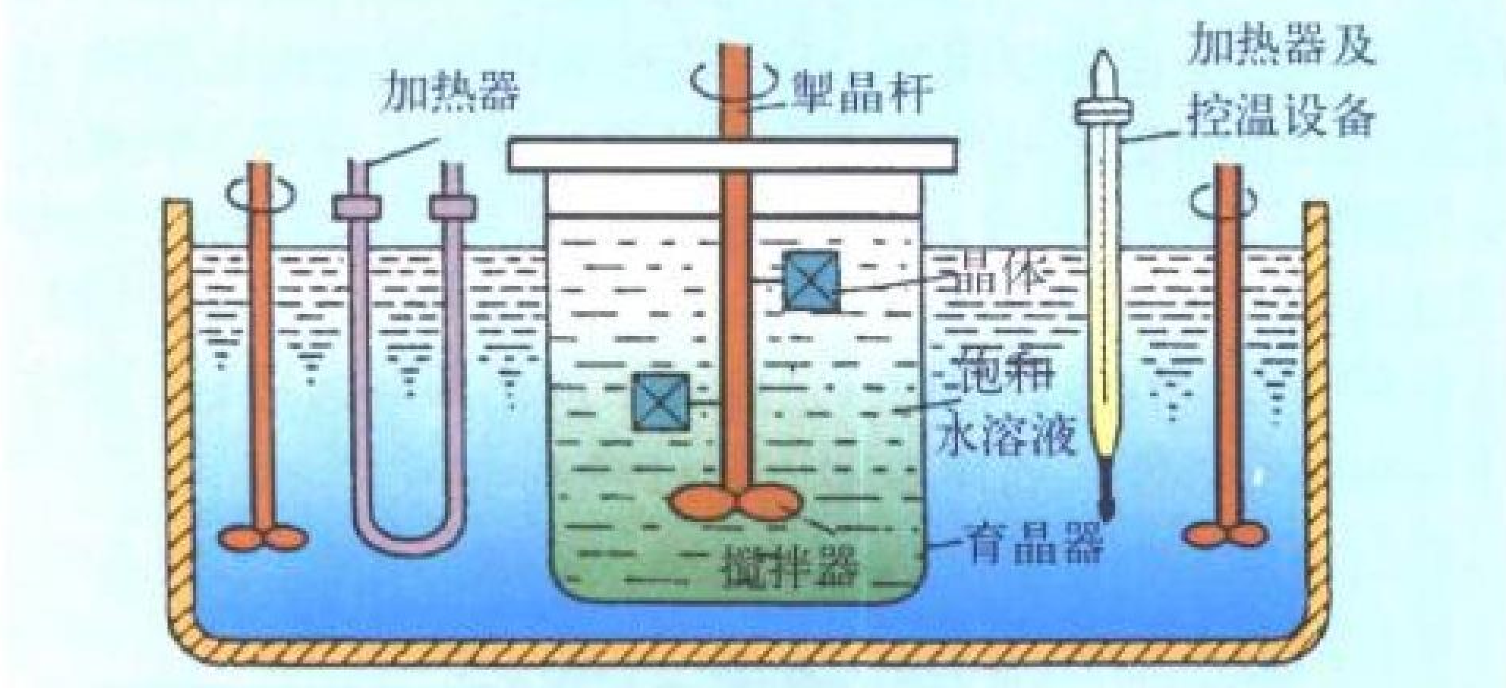


熔线分离式连接器原理图

（撰写：马宝国　审订：刘坤山）

rongye jingti shengzhang zhuangzhi

溶液晶体生长装置　facility of liquid crystal growth　用于从溶液中生长晶体的设施。从溶液中生长晶体的主要原理是使溶液达到过饱和状态而结晶。在地面实验中常用的主要方法有水溶液法和水热法等。在空间金属溶液晶体生长研究中主要应用样品移动法（坩埚下降）和功率移动法（移动加热器）。移动加热器法对于空间电子材料的金属溶液生长是非常有效的方法，可以用来生长在特定稳定条件下的大直径晶体。溶剂区放在固态籽晶和多晶体馈料之间。通过镜式反射炉相对于装入料的移动，结晶过程发生在移动的籽晶／溶剂界面前沿。同时，馈料在馈料／溶剂相边界外溶解。在液相区的溶质输运过程通过扩散或对流建立起来。



水溶液生长晶体示意图

（撰写：战再吉　审订：孙力玲　王文魁）

rongyu jishu

冗余技术　redundancy technique　用多于一种的途径来完成某一规定功能的设计技术。冗余技术可提高系统或设备的任务可靠性，但会降低系统或设备的基本可靠性。只有在采用更好的元器件和采用简化设计、降额设计等方法都无法满足系统或设备可靠性要求时，或改进元器件所需费用比系统或设备采用冗余技术的费用更高时，或当开发更可靠的基础元器件的速度赶不上新装备、新设备的发展速度时，冗余技术才成为可供采用的方法。冗余技术分为工作冗余和非工作冗余（备用冗余）两类。在有人驾驶的航空航天器设计中，为保证驾驶人员和乘员的生命安全和飞行任务的完成，广泛采用冗余技术来提高系统和任务的可靠性。

（撰写：刘婷　审订：陈晓彤）

rouxing penguan

柔性喷管　flexible nozzle　用柔性接头作为喷管连接支承件的全轴摆动喷管。柔性喷管一般由固定体、柔性接头、活动体三部分组成，如图1和图2所示。喷管固定部分即固定体，它一端与燃烧室壳体后封头连接，另一端与柔性接头后端相连接。柔性接头由前、后法兰与多层球环形的增强件和弹性层相互交替粘结成整体，其前、后法兰分别与喷管的活动部分和固定部分连接。喷管活动部分即活动体，它是由收敛段、喉部和扩张段组成的完整喷管形状，由法兰与柔性接头连接。柔性喷管根据发动机总体和推力矢量控制等要求可以设计成摆心在喉部上游的前摆心式柔性喷管（图1）或摆心在喉部下游的后摆心式柔性喷管（图2）。一般来讲，非潜入式喷管采用前摆心柔性喷管；潜入式喷管，尤其是潜入较多的喷管宜采用后摆心柔性喷管。

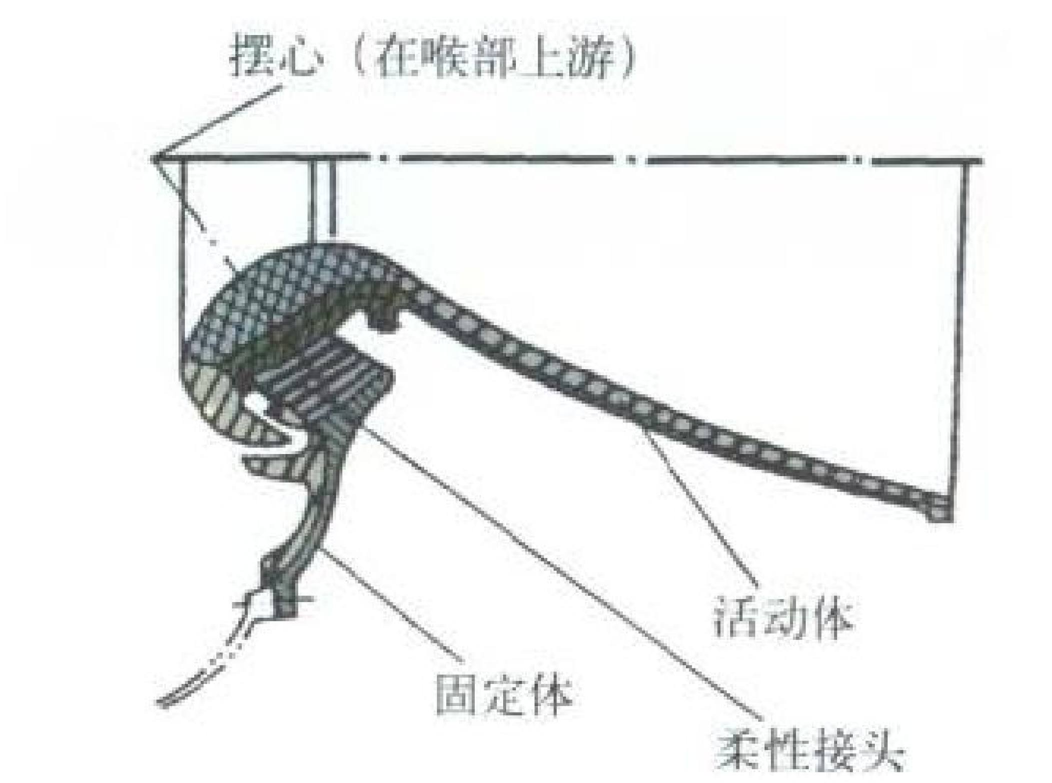


图1 前摆心式柔性喷管

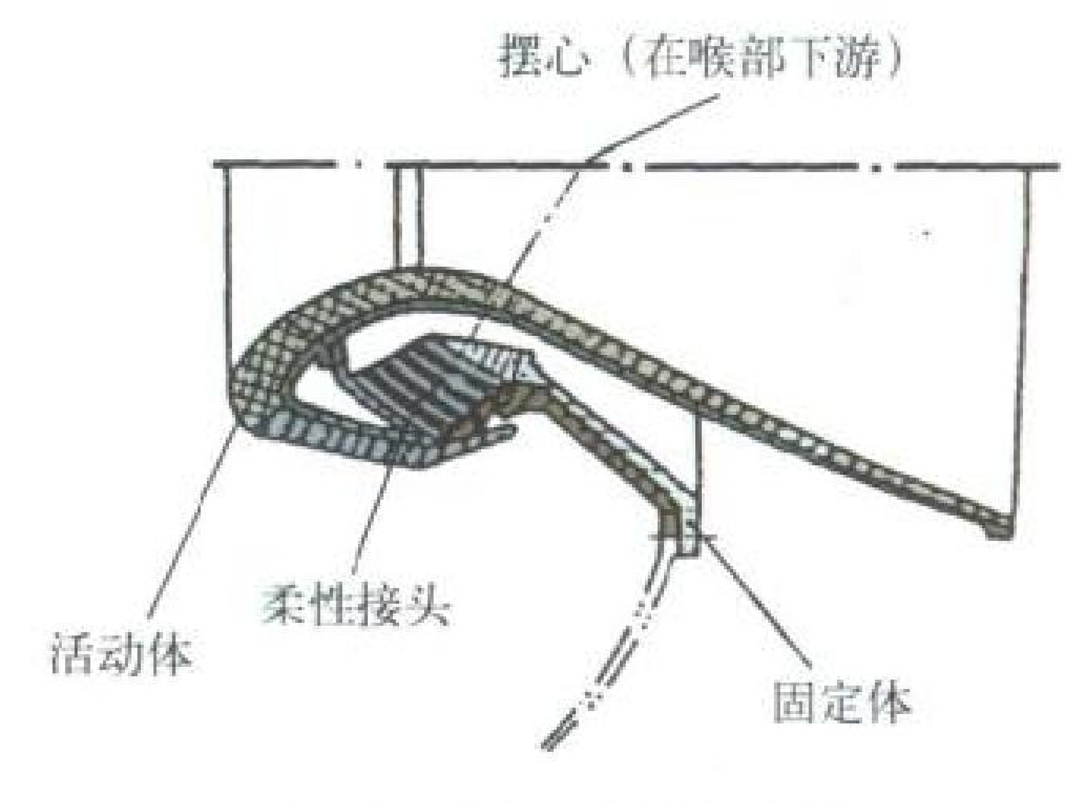


图2 后摆心式柔性喷管

（撰写：黄坚定　审订：刘志武）

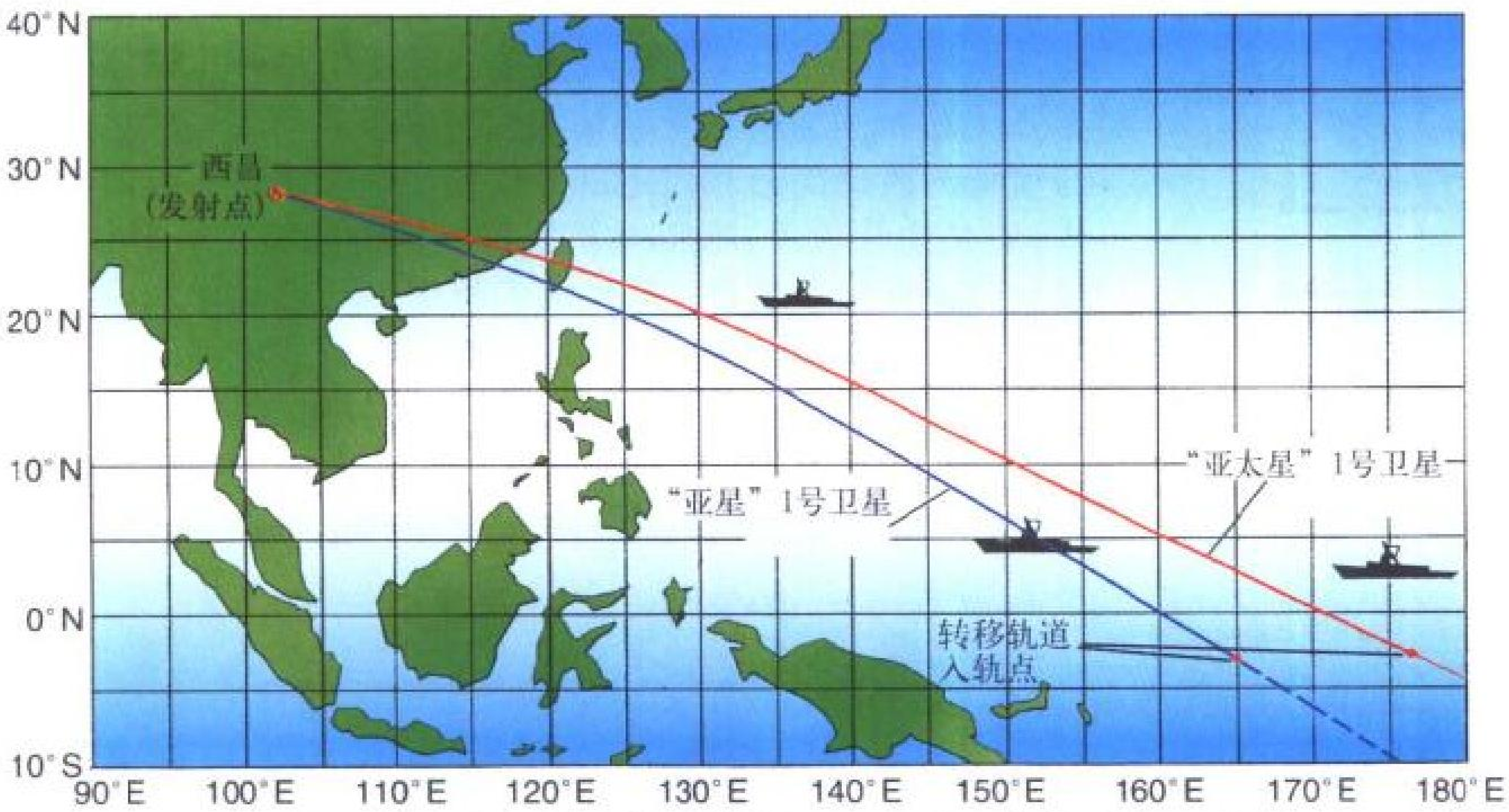
rugui

入轨　orbit injection　航天器进入预定的运行轨道。航天器轨道的6个开普勒轨道要素决定了轨道的大小和形状、空间方位以及航天器的瞬时位置。这6个要素是：轨道半长轴、轨道偏心率、轨道倾角、升交点赤经、近地点幅角和平近点角。当轨道要素进入航天器要求的误差范围之内时，运载器推力终止，运载器末级与航天器分离，航天器入轨。

（撰写：陈国华　审订：余梦伦）

ruguidian juli

入轨点距离 injection point distance 入轨点的星下点到发射点之间的地表距离。航天器入轨时刻的空间位置称为入轨点。航天器质心至地心的连线与地球参考椭球面的交点称为星下点。入轨点距离较长会给地面对上升段的跟踪、测控带来困难，这是设计发射轨道时需要考虑的因素之一。但入轨点距离更主要的是受运载器、航天器本身的条件和入轨点位置的限制，如发射地球静止轨道卫星时要求轨道倾角为0°，在偏离赤道的发射场发射时，发射轨道中需要有停泊轨道，以保证转移轨道的入轨点在赤道附近。发射场的纬度越高，入轨点距离越长。有时由于某种需要而调整发射方位角，入轨点距离会相应地改变。



"长征"3号火箭发射地球静止卫星的入轨点距离示意图

（撰写：陈国华 审订：余梦伦）

ruguiduan cekong

入轨段测控 orbit injection phase tracking, telemetry and command 在航天器入轨初期（含分离点）对其进行跟踪测量、监视和控制的过程。入轨段测控的内容主要包括：火箭和航天器分离过程的监视、航天器入轨后的工作状态监视、实时或准实时确定分离点参数和初始轨道以及对航天器进行必要的飞行控制等。入轨段测控的时间通常较短，可由1～2个测控站（船）完成。入轨段测控一般由脉冲测量雷达、微波统一测控系统和遥测遥控系统等完成。（撰写：卢立常 审订：刘志逵）

R

rugui wucha

入轨误差 orbit injection error 航天器入轨参数实际值与设计值的偏差。它是航天器入轨要求的重要参数指标。入轨参数决定了航天器在空间运行的瞬时位置和速度，轨道参数的偏差也就是航天器的实际运行轨道与设计轨道之间的偏差。降低入轨误差有利于地面跟踪、测控、通信等系统的工作，也有利于航天器节省能量，但降低入轨误差受运载器制导精度的限制。制导精度取决于两方面因素，一是制导方法的完善程度，二是制导系统仪器设备的制造精度。这两方面都不可能做到绝对完善、精确。实际上只要能满足航天器的使用要求，也没有必要做到绝对精确地入轨。

（撰写：陈国华 审订：余梦伦）

ruanci hejin

软磁合金 soft magnetic alloy 矫顽力H_c低于1 kA/m的铁磁性合金材料。这类合金在磁场中可被磁化，但移出磁场后，获得的磁性便会全部或大部丧失。其特征为磁滞回线面积小且窄，磁导率高而矫顽力小。按结构可分为结晶态、非结晶态以及快淬纳米晶软磁合金等。按性能和应用特点，又可分为6大类：(1) 高饱和合金，包括硅钢片和铁钴合金；(2) 中饱和与中导磁合金，包括中、低镍含量的铁镍合金和中、低铝含量的铁铝合金，大量用于电力和通信领域；(3) 高导磁合金，主要是高镍含量的铁镍合金，通称坡莫合金，主要用于变频变压器、互感器和磁放大器等；(4) 耐磨高导磁合金，包括铁硅铝、硬坡莫合金、非晶态软磁合金和高导磁铁氧体等，主要用于磁头铁芯和高频电感铁芯等；(5) 矩磁合金，包括一系列铁镍合金、矩磁铁氧体和矩磁非晶态合金等，主要用于磁放大器、磁调制器、中小功率脉冲变压器和磁芯存储器等；(6) 恒导磁合金，包括经过特殊处理的某些铁镍合金和非晶态合金，主要用于恒电感器和中等功率的单极脉冲变压器等。

（撰写：仝爱莲 审订：韩鸿硕）

ruanjian guocheng pinggu

软件过程评估 software process assessment 软件评估组所作的一种鉴定，旨在确定一个机构当前软件过程状态与高优先级的软件过程有关的问题。它用过程能力来表征该机构当前软件工作实践的特征。软件过程评估结果可用于过程不断改进或过程能力的确定。一般评估所用的过程模型有两类，即连续型模型和阶段型模型（图1）。人们开发和维护软件及其相关产品（如项目计划、设计文档、代码、测试案例和用户手册等）的一组活动、方法、实践及衍生事项的综合称为软件过程。国际标准化组织正在试用的技术研究报告是SPICE，意为"软件过程改进和能力确定"，也称为软件过程评估，于1996年确定其标准号为ISO / IEC 15504。它提供了一种结构化的软件评估方法。其主要内容有：软件工程过程模型；过程能力维（成熟度等级）；过程模型的使用和评估方法；评估、过程改进和能力确定的实施指南。SPICE的过程模型是连续型模型。评估是对某机构选定的过程确定等级，而非确定该机构的等级（图2）。SPICE考虑5大类过程（顾客、工程、支持、管理、组织），其中共包含40个过程（或子过程）。它支持各种类型的企业和各种类别的软件过程。运用SPICE作软件评估时，企业必须依据其经营目标、评估目的及环境条件，选择需评估的过程。

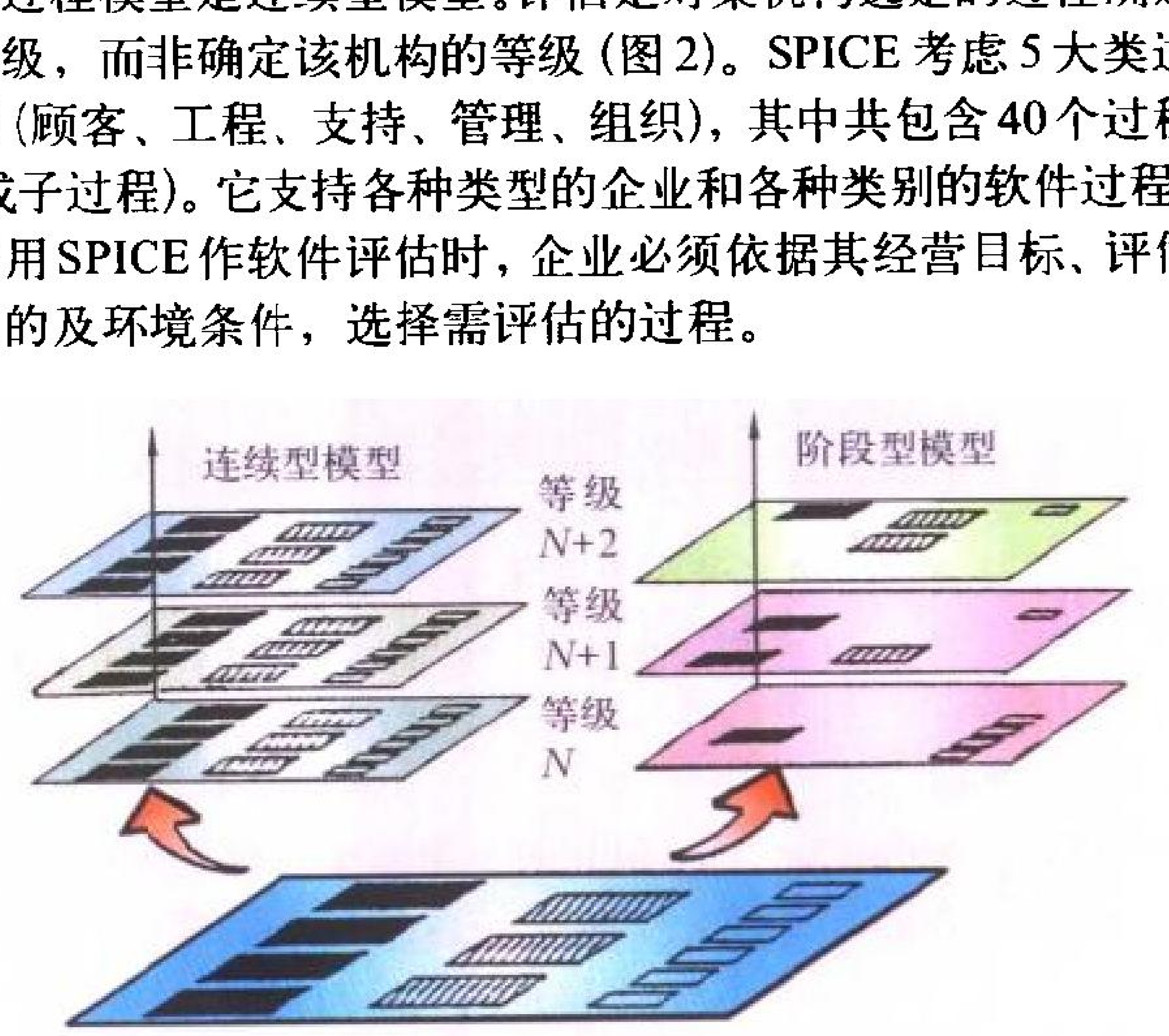


图1 软件工程过程模型

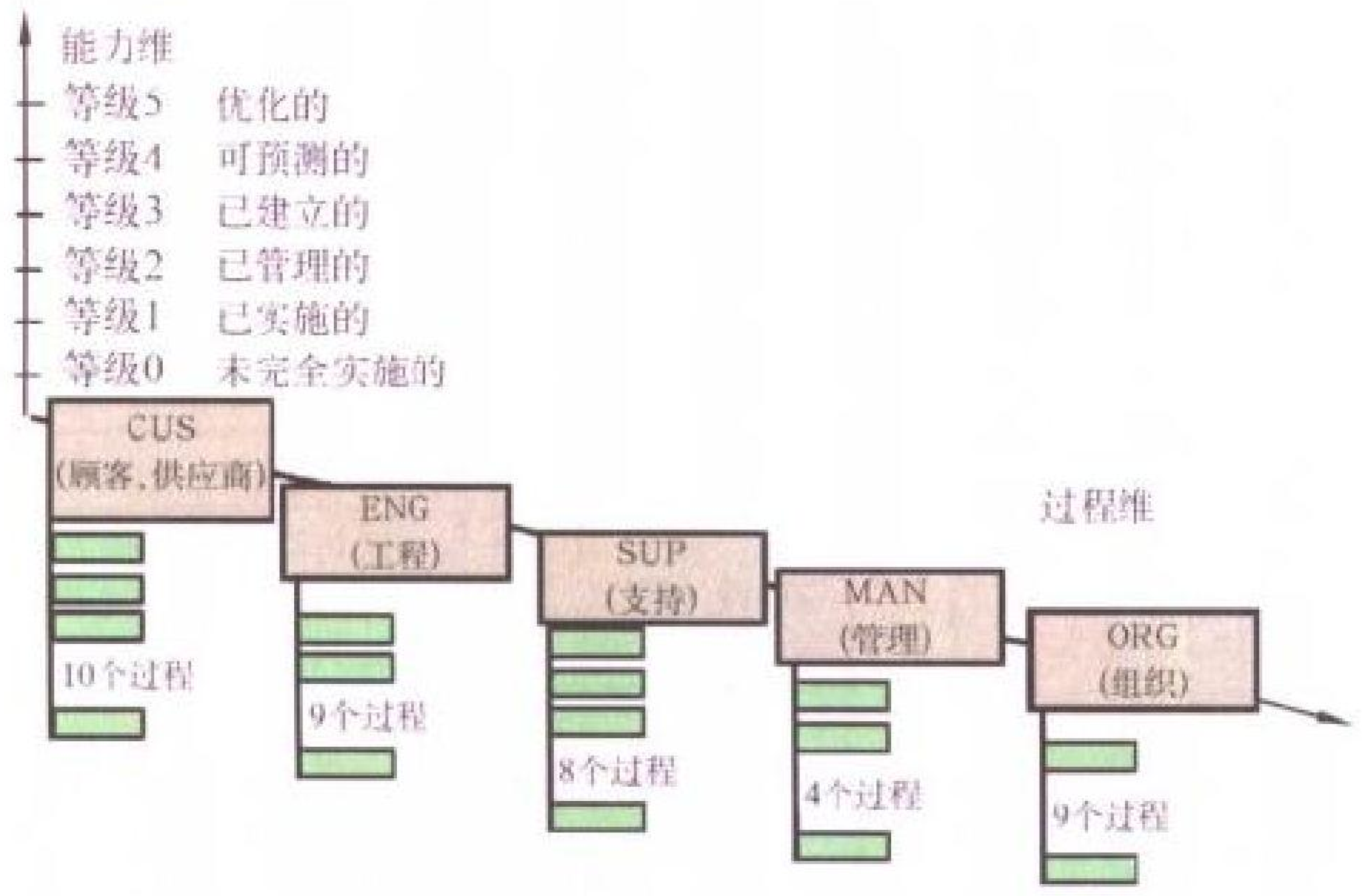


图 2 SPICE 软件过程模型

（撰写：蔡愉祖　审订：王 纬）

ruanjian nengli chengshudu moxing

软件能力成熟度模型　capability maturity model (CMM)　见电子卷。

ruanjian peizhi guanli

软件配置管理　software configuration management (SCM)　在整个软件生存周期内，运用管理和技术规程对软件配置项进行的管理与控制。目的是在整个软件生存周期内建立和维护软件产品的完整性。软件配置项是在软件配置中能实现一个最终使用功能并在给定参照点上能被唯一标识的实体。软件配置管理包括：标识、定义软件配置项，并加以基线化；控制配置项的更改和释放；记录和报告配置项的状态和更改要求；运用配置状态审计、配置评价等手段，保证配置项的完整性、一致性和正确性；控制配置项的存储、处理和交付。

（撰写：蔡愉祖　审订：王 纬）

ruanshashang zhandoubu

软杀伤战斗部　soft lethal warhead　不靠爆炸产生的冲击波、破片和聚能射流使目标遭受永久性或不可修复性破损，而是对敌方直接和间接参与战争的力量和设施进行干扰和非永久性破坏，旨在使敌方参与战争的行为受到迟滞、瘫痪或终止的战斗部。属于软杀伤的战斗部有破坏电力设施的碳纤维战斗部，破坏 C^3I 系统的微波装置，还有某些激光武器等。

（撰写：凌玉昆　审订：王德基）

ruanzhuolu

软着陆　soft landing　又称安全着陆。采取专门减速措施使返回器或进入器在接触地球或其他天体表面瞬时的垂直速度降低到能安全着陆的最小值（理想情况为零）的着陆方式。软着陆的目的是保证航天员的安全和进入器上的仪器设备完好无损。为实现软着陆，必须先使进入器减速。进入器进入有大气层的天体，可利用大气阻力减速。对于弹道式、半弹道式进入器，降落伞是最有效的气动力减速装置，辅以缓冲火箭或缓冲结构即能实现软着陆。升力式进入器可利用其在稠密大气层内运动过程中的气动升力控制进入轨道逐步减速，最后像飞机一样水平着陆。人们在实现了在地球上软着陆（参见*卫星回收系统*和*载人飞船回收系统*）之后，又实现了在金星和火星上软着陆（参见*金星着陆*和*火星着陆*）。进入器在无大气层的天体上软着陆，须应用制动火箭作为减速的动力并辅以着陆缓冲结构（参见*月球着陆*）。反之，进入器未经专门减速，仍以很大速度直接撞地的着陆方式称为硬着陆。由于硬着陆时垂直速度仍很大，进入器将全部或大部分被撞毁。

（撰写：李惠康　审订：李大耀）

ruili sanshe

瑞利散射　Rayleigh scattering　光通过其微粒大小比该光波长小（一般为1/5～1/10）的浑浊介质时所产生的散射。在一种介质中，混杂有其他不同的介质微粒而构成的不均匀光学介质称为浑浊介质（如雾、有灰尘的空气、浑水和乳类等）。光通过浑浊介质时，一部分光能量向四方散射，满足前述定义的条件时，即称为瑞利散射。瑞利散射有如下规律：(1) 散射光的强度与波长的四次方成反比。(2) 当入射光是自然光时，散射光的强度与散射角（散射光与入射光的夹角）有下列关系

$$I_\theta = I_{\pi/2}(1+\cos^2\theta)$$

式中 $I_{\pi/2}$ 为与入射光垂直 ($\theta=\pi/2$) 方向上散射光的强度。(3) 若入射光是自然光，则在与入射光垂直方向上的散射光是线偏振光，其振动面垂直于入射光束和该散射光所在的平面。在此方向上的散射光是部分偏振光，其偏振度随散射角的减小而减小。实践证明，由于密度起伏引起的纯粹介质散射也符合上述规律。　（撰写：孙宝举　审订：孙再龙）

ruocichang huanjing moni shiyan

弱磁场环境模拟试验　micromagnetic environment simulation test　在地面模拟空间磁场环境中对航天器进行各种磁特性参数测量的试验。主要应用于航天器的磁特性测量、磁姿态控制系统标定及磁性材料检测等。空间磁场指不同轨道高度的地球磁场，强度随高度而减小，地面模拟的强度在0～60000 nT之间。航天器的磁特性参数主要包括剩磁矩、感生磁矩、杂散磁矩及磁场等。空间磁场同航天器相互作用，对航天器的姿态会产生扰动，也可利用这种相互作用控制航天器姿态。弱磁场环境一般采用多组方形或圆形亥姆赫兹线圈系统获得，在其中通以电流，可产生可控磁场。试验时将试件置于线圈系统中心，设定通入线圈系统的电流，使试件处于要求的磁场环境中。试件的磁矩测量目前主要采用赤道作图法。赤道作图法是试件绕垂直轴旋转，按一定角度间隔测量其磁场分布值，根据试件磁矩的球谐展开方程，计算其偶极矩。

（撰写：易 忠　审订：黄本诚）



S pinduan

S频段 S band 按照通常的频段划分，频率范围为1.70～3.95 GHz，对应波长范围17.65～7.59 cm的频段。根据国际电信联盟无线电规则第八条，S频段在空间方面的应用有空间操作、空间研究、广播卫星、固定通信业务卫星、移动通信业务卫星、地球观测卫星、气象卫星和无线电导航卫星等。S频段还广泛用于卫星的跟踪测量和控制系统，S波段微波统一测控体制是国际通用的测控体制。另外S频段还在深空探测方面有很多应用。在选用S频段具体的频率时，需要注意有关的规定和定期修改的内容以及业务的种类。

（撰写：陈 豪 审订：张 伟）

S-300 fangkong daodan xilie

S-300防空导弹系列 S-300 air defense missile family 俄罗斯20世纪70年代开始研制和装备部队的几种第三代中程防空导弹系统。它包括S-300 P国土防空导弹系列，S-300 V陆军野战防空导弹系列和S-300 F舰队防空系列，如图1所示。S-300 P系列是俄罗斯国土防空军使用最广泛的第三代防空导弹，包括S-300 P、S-300 PMU、S-300 PMU 1和S-300 PMU 2等系统改型。其中S-300 PMU 2系统是最新装备部队的多用途、移动式、多通道防空导弹系统，用来保卫国家最重要的据点和军队，对付各类飞机、战略巡航导弹、战术导弹等的大规模袭击。S-300 PMU 2是“骄子”防空导弹系统的一个组成部分。“骄子”系统包括一套83M6E 2指控站、一部64N6E2搜索雷达、最多6套S-300 PMU 2防空导弹火力单元。每个火力单元包括一台30N6E2多功能照射和制导雷达、一部96L6E全高度目标指示雷达站和最多12部发射装置。每部发射装置装有4发48N6E2防空导弹。S-300 PMU 1的导弹48N6E与48N6E2相似，其部位安排见图2。S-300 PMU 2系统的最大杀伤目标距离达200 km，最大作战高度27 km，最小高度为10 m，弹道式目标最大速度为10000 km/h。S-300 V防空导弹系统用于陆军部队的防空，具有较强的反战术弹道导弹(TBM)能力。S-300 V防空导弹系统一个营的作战设备包括指控站一部、圆扫雷达站一部、程序扫描（扇扫）雷达站一部和4个防空导弹火力单元。每个防空导弹火力单元包括多通道导弹制导站一部，带有4发9M83导弹的发射装置和2发大型9M82导弹的发射装置以及相应的发射装填装置。S-300 V系统的最大杀伤距离100 km，最大作战高度25 km，最小高度25 m，采用惯导＋指令修正＋末段主动寻的制导体制。“安泰”-2500系统是S-300 V系统的改进型。它能拦截射程达2500 km的弹道式导弹，对空气动力型目标的拦截距离达200 km。

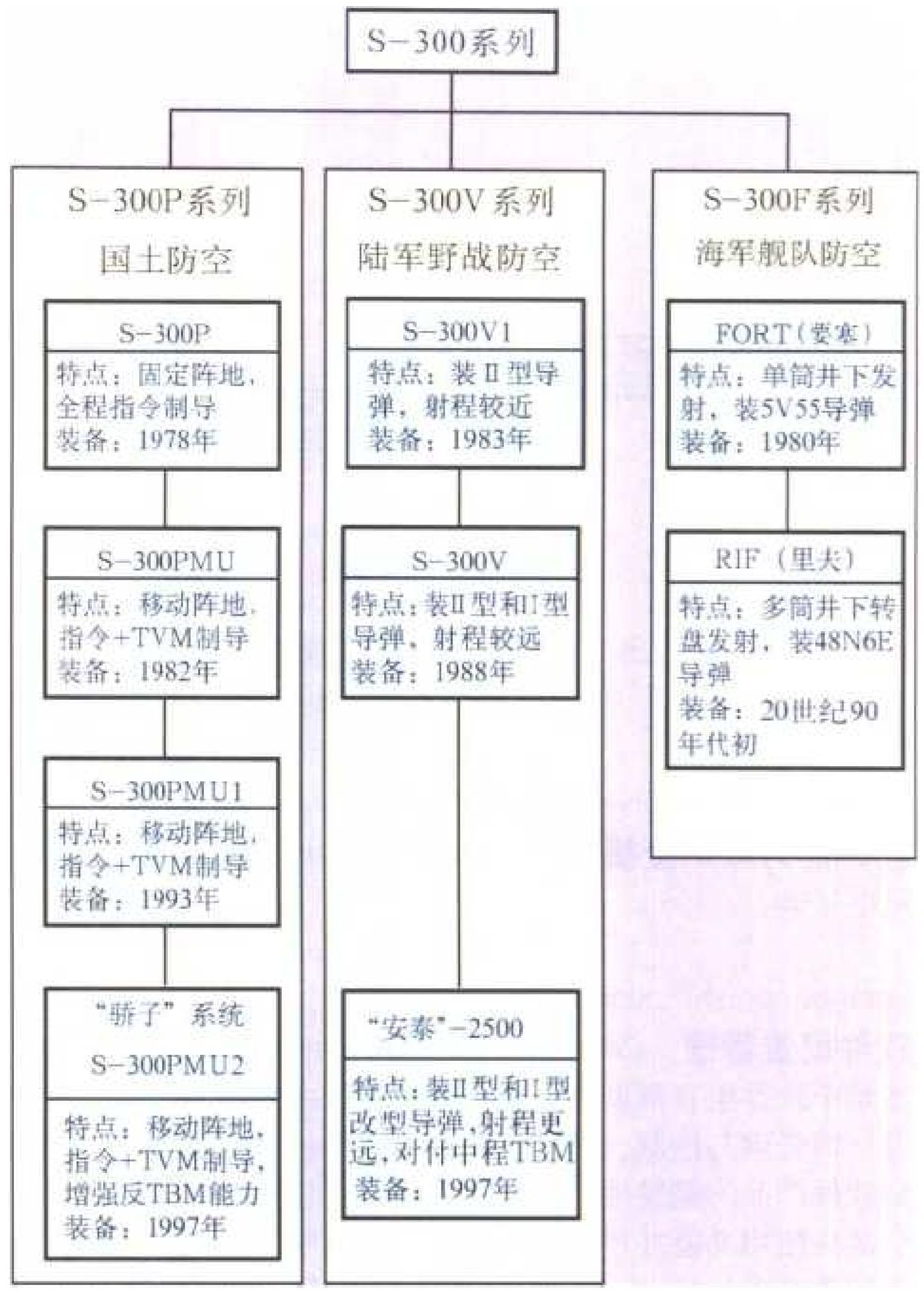


图1 俄罗斯S-300防空导弹系列图

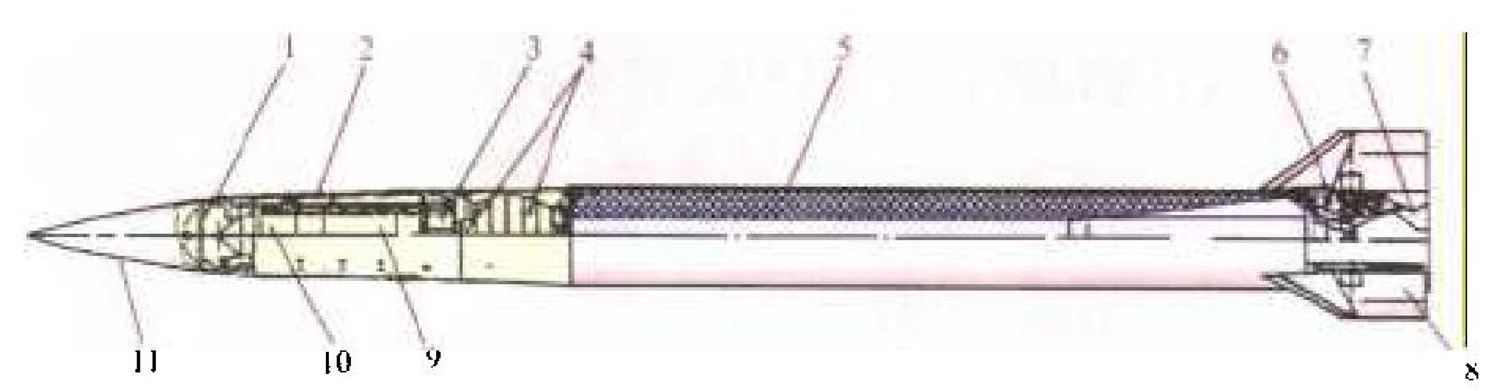


图2 S-300PMU1系统的48N6E导弹部位安排图

1—无线电测角仪；2—无线电引信；3—电源；4—战斗部及安全执行机构；5—固体火箭发动机；6—液压舵机；7—燃气副翼舵；8—气动副翼舵；9—弹上无线电控制设备；10—自动驾驶仪；11—天线罩

（撰写：张志鸿 审订：王毓兰）

S-400 fangkong daodan xitong

S-400防空导弹系统 S-400 air defense missile system 又称“凯旋”系统。俄罗斯20世纪90年代开始研制的第四代中远程防空导弹系统。可用来对付战术弹道导弹、巡航导弹及远距离干扰机、预警指挥飞机和隐身机等空中目标。该系统采用目标信息源网络化结构，装备多部搜索和制导雷达及不同射程的多种导弹，采用中段惯性制导＋指令修正和末段主动无线电寻的制导，利用小型毫米波主动无线电导引头、小型弹载惯导系统、更完善的空气动力与燃气动力相组合的飞行控制设备、优化的飞行弹道以及破片定向战斗部等措施来提高制导精度，降低导弹质量，同时增大杀伤目标的射程和效率。每个导弹火力单元包括一部相控阵制导雷达和几部导弹发射车。每部发射车上可装载不同类型和不同数量的导弹。系统配置的远程导弹质量预计约1000 kg，最大射程要求为400 km。目前该导弹尚处于研制阶段。系统配置的小型化中

程导弹9M96E2起飞质量约420 kg,最大射程120 km，最大射击高度为30 km，已研制出样机。图2示出导弹中部两圈侧向推力控制发动机的24个喷管及用电爆管开启的喷管堵盖。在末段需要的方向打开喷管堵盖产生侧向推力控制，可提高末段快速机动能力，使制导精度达2～3 m量级。

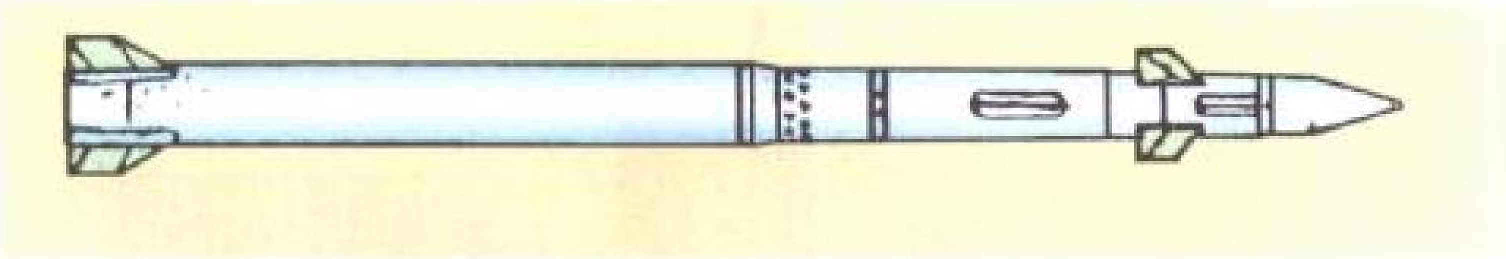


图1 S-400系统的9M96E2导弹外形

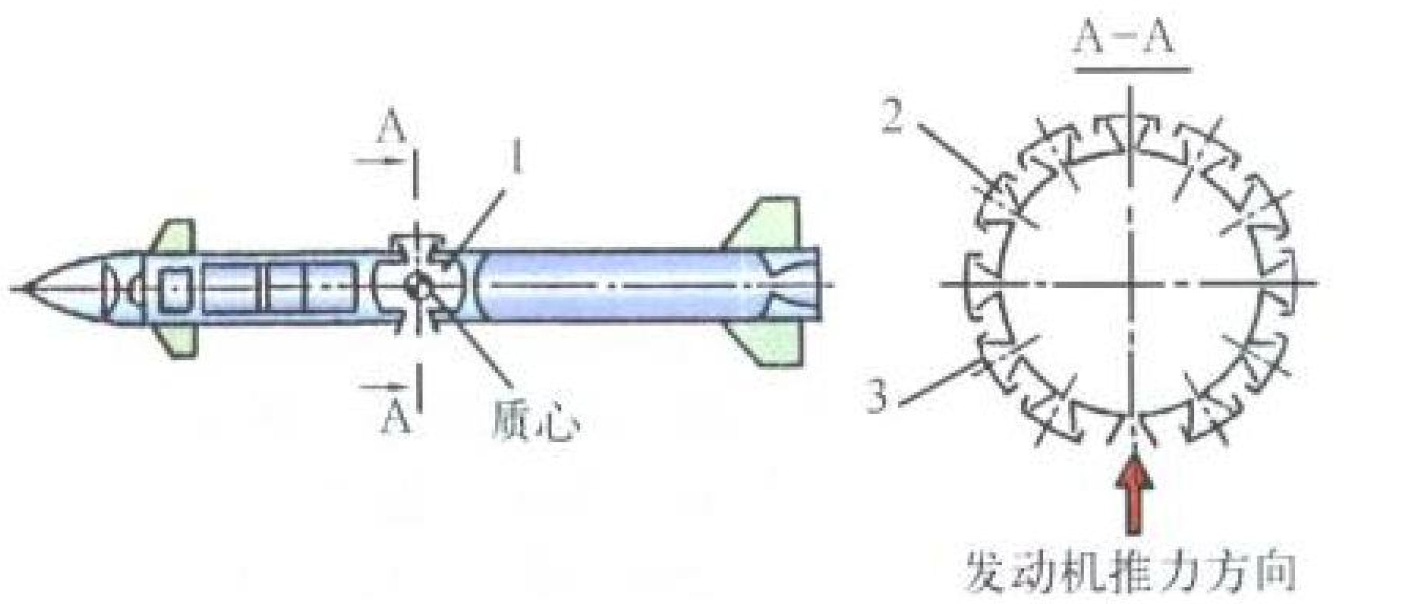


图2 9M96E2导弹侧向力控制发动机喷管

1—侧向力控制发动机；2—喷管；3—喷管堵盖

（撰写：张志鸿　审订：王毓兰）

SOI gongyi jishu

SOI工艺技术　silicon-on-insulator (SOI) technology　一项基于绝缘体材料的硅半导体器件和集成电路技术。该技术首先在绝缘材料上生长一层硅半导体材料，然后再在这层硅材料上制作半导体器件和集成电路。采用SOI技术，可以制作出互补金属氧化物半导体(CMOS)、双极和双极互补金属氧化物半导体(BiCMOS)器件和电路以及功率、高压和微波等器件。由于绝缘衬底的存在，使得SOI器件和集成电路具有许多优于体硅器件和电路的性能。与体硅集成电路相比，SOI器件和电路具有集成度高、速度快、功耗低、抗闩锁、抗辐射能力强等特点。SOI技术固有的优良特性和优势，使其主要应用于空间和军事领域。SOI CMOS辐照加固集成电路广泛用于包括各种卫星在内的航天电子系统中，起到了提高工作速度、降低功耗、减小质量和体积、延长卫星寿命、提高卫星系统可靠性等重要作用。SOI集成电路的优良性能大大地增强了武器装备在恶劣环境，特别是核战争环境下的生存能力。SOI器件和电路在低压、低功耗应用方面也具有独特的优势。随着微电子技术的不断进步，SOI技术正朝着小尺寸、高集成度、高速度、低功耗等方向发展。国际上，SOI技术正逐步走入商用领域，并已表现出巨大的应用潜力。SOI技术的研究热潮已在世界范围内兴起。SOI CMOS技术已经成为除了体硅CMOS技术之外的另一主流集成电路技术。SOI材料构成了SOI技术的基础。世界上一些微电子技术先进的国家已有能力批量生产出能够满足应用要求的大尺寸SOI材料。

（撰写：吴传良　审订：白　丁）

sagenake xiaoying

萨格纳克效应　Sagnac effect　环形光路绕垂直于光路平面(惯性空间)的轴转动时，顺时针和逆时针方向的光束产生非互易光程差(或相位差)的效应。光程差和环形光路的旋转角速度Ω有一定关系，通过测量干涉光强的变化，就可以求得旋转角速度Ω及其变化。假设光束经过Δt时间后，沿环路(半径为R、周长为L)行进一周(多周情况时乘以周数N)，则$\Delta t=L/c$（c为真空中的光速)。在Δt时间内，入射到闭合环路中的光将移动$\Omega R\Delta t$的距离(见图1)，这时两反向传输光束间的相对光程差Δl为

$$\Delta l=\Delta l_{-}+\Delta l_{+}=\Omega R(\Delta t_{+}-\Delta t_{-})$$

式中 $\Delta t_{+}=-\Delta t_{-}$。为了简便起见，对于真空(折射率$n$=1)环路中的萨格纳克相移$\Delta\phi$为

$$\Delta\phi=\frac{8\pi A}{\lambda_0 c}\Omega=K\Omega$$

$$K=\frac{8\pi A}{\lambda_0 c}$$

式中 A为光路包围的面积；λ_0为光在真空中的波长。这就是说，相移与旋转角速度成正比。萨格纳克效应是新型全固态光纤陀螺及激光陀螺的理论基础。光纤陀螺的敏感元件是多匝光纤环圈，激光陀螺的敏感元件是环形激光谐振器，如图2所示。

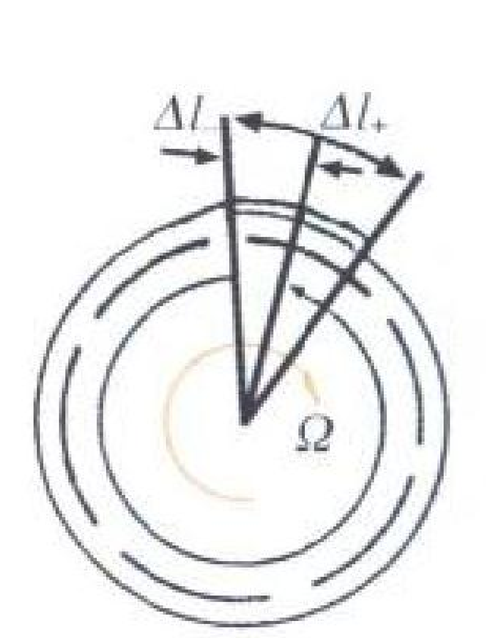


图1 萨格纳克效应原理图

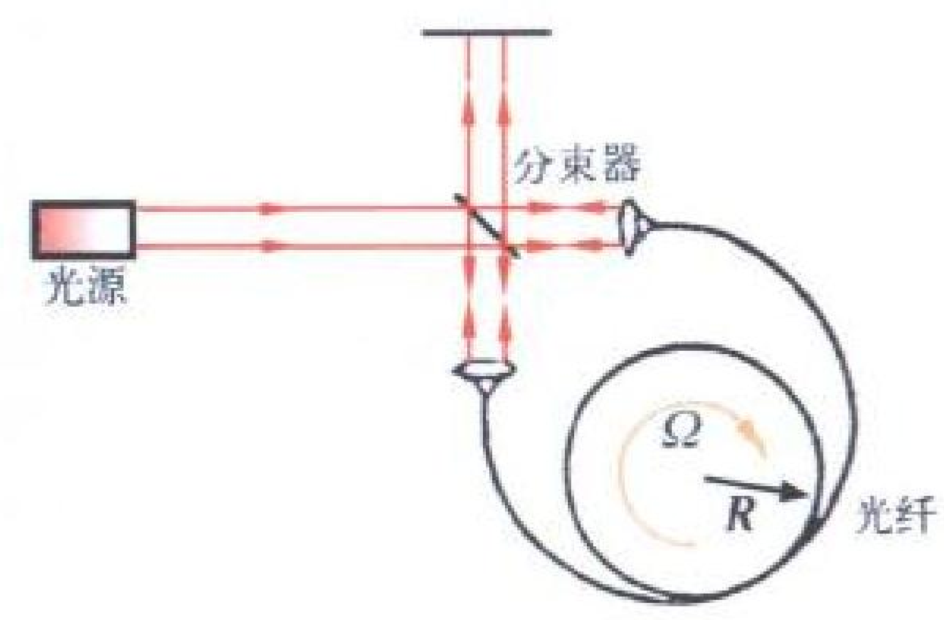
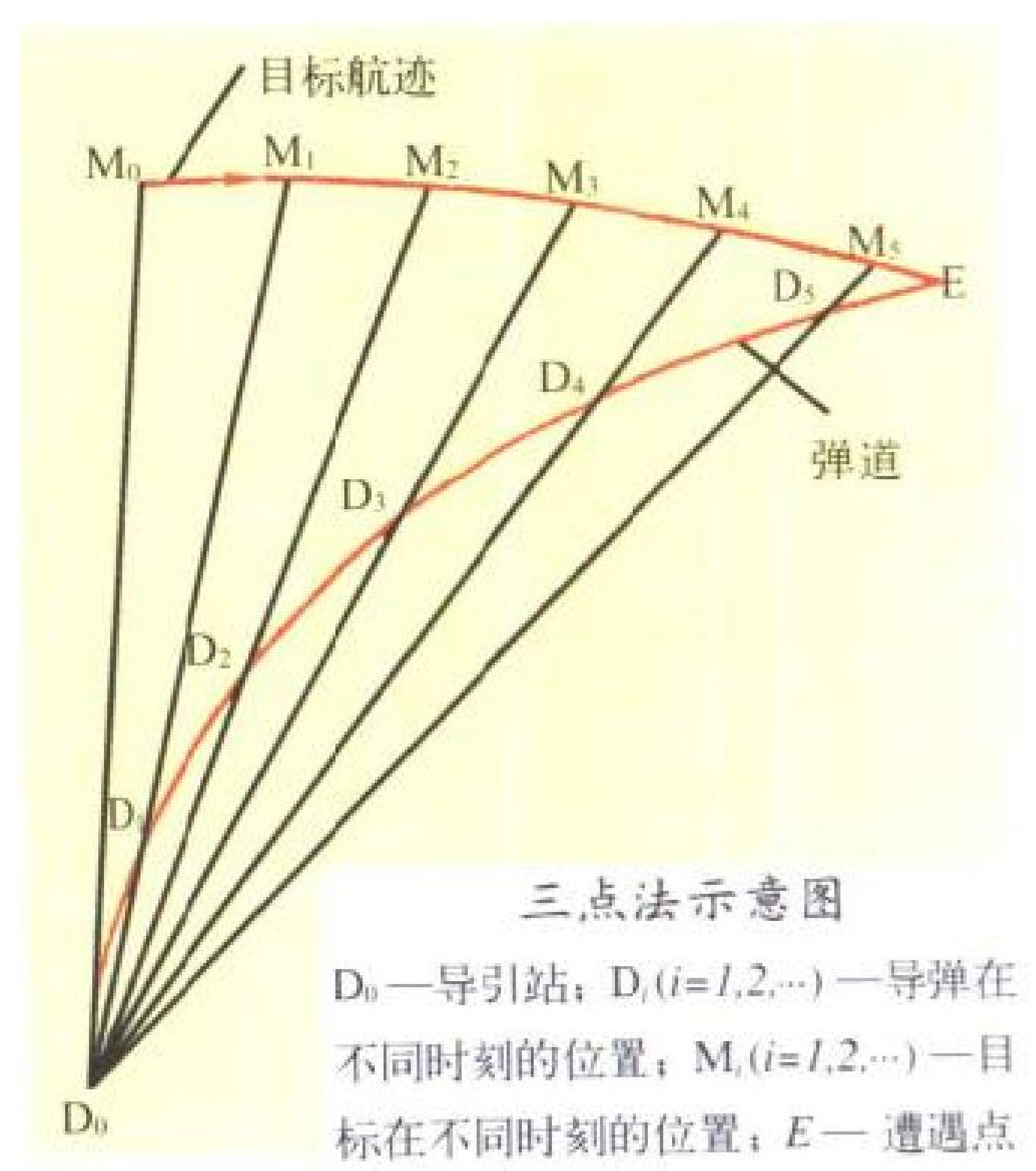


图2 光纤萨格纳克干涉仪转动传感器

（撰写：马宝国　审订：周世勤　刘坤山）

sandianfa

三点法　three-point method　又称重合法或瞄准线导引法。在攻击目标的过程中，导弹始终处在导引站与目标的连线上，即导引站、导弹、目标三点为一线的导引法。一般导引站不动(只转动)，导弹弹道特性取决于目标运动规律。速度比越小，弹道曲率越大。三点法适合于对付低速目标。在缺少目标距离信息和干扰条件下，往往采用此法导引。三点法的主要缺点是对高速目标的弹道曲率半径小，需用过载大，难以对付机动目标。



（撰写：羌　镠　成楚之　审订：彭冠一）

sanmo rongyu

三模冗余　triple modular redundancy (TMR)　三个功能相同的模块同时执行相同的操作并以多数相同(即“少数服从多数”表决原则下)的输出作为系统的正确输出的一种容错技术。因可以屏蔽任一模块的错误，故也称为故障屏蔽技术。当任务时间不太长以及表决器可靠性很高时，其系统可靠性

也有所提高。设单模的可靠性为R，考虑表决器为理想情况，则三模冗余系统的可靠性为

$$R_{TMR}=3R^2-2R^3$$

三模冗余技术一般用于对系统安全的关键性和实时性要求很高，但工作时间又不太长的任务。

（撰写：蒋轩祥　审订：陈作人）

sanqiumian jiaohui celiang yuanli

三球面交会测量原理　principle of three spherical intersection measurement　利用三个球面相交的交点来求解确定未知点位置的无线电导航定位方法。这种方法可应用于卫星导航定位和电子侦察定位等方面。三球面交会测量与测量学中的交会法十分相似。以圆定位系统（即距离交会系统）为例，为求解待定点P，可在P点放一专用接收机，在三个已知坐标点A、B、C上设置无线电发射机。专用接收机按被动式测距方式测定P点到A、B、C三点的距离r_A、r_B、r_C。此时，以A点为圆心，以r_A为半径作定位圆，同时和以B点为圆心，以r_B为半径的定位圆以及以C点为圆心，以r_C为半径的定位圆交会出待定点P的位置。实际上，为了提高解的精度和可靠性，交会圆往往不止三个，在这种情况下便不再存在多值性问题。在三维定位中，由于已知点到待定点的距离为定值的点的轨迹是一个球面，所以至少需要测定三个已知点到待定点的距离，才能以这三个已知点为球心，以这三个距离为半径作出三个定位球，从而交会出待定点在空间的三维位置。在实际应用中，这种方法最常见的应用是卫星导航定位。比如需要确定某地面点坐标，可在该点放置一台卫星接收机，通过接收在轨的3～4颗导航卫星的信号，按照三球面交会测量原理就可以确定该点坐标。为了提高定位精度和可靠性，实际测量中还要利用多余观测数据的平差处理来消除多种系统误差。

（撰写：刘品雄　审订：常际军）

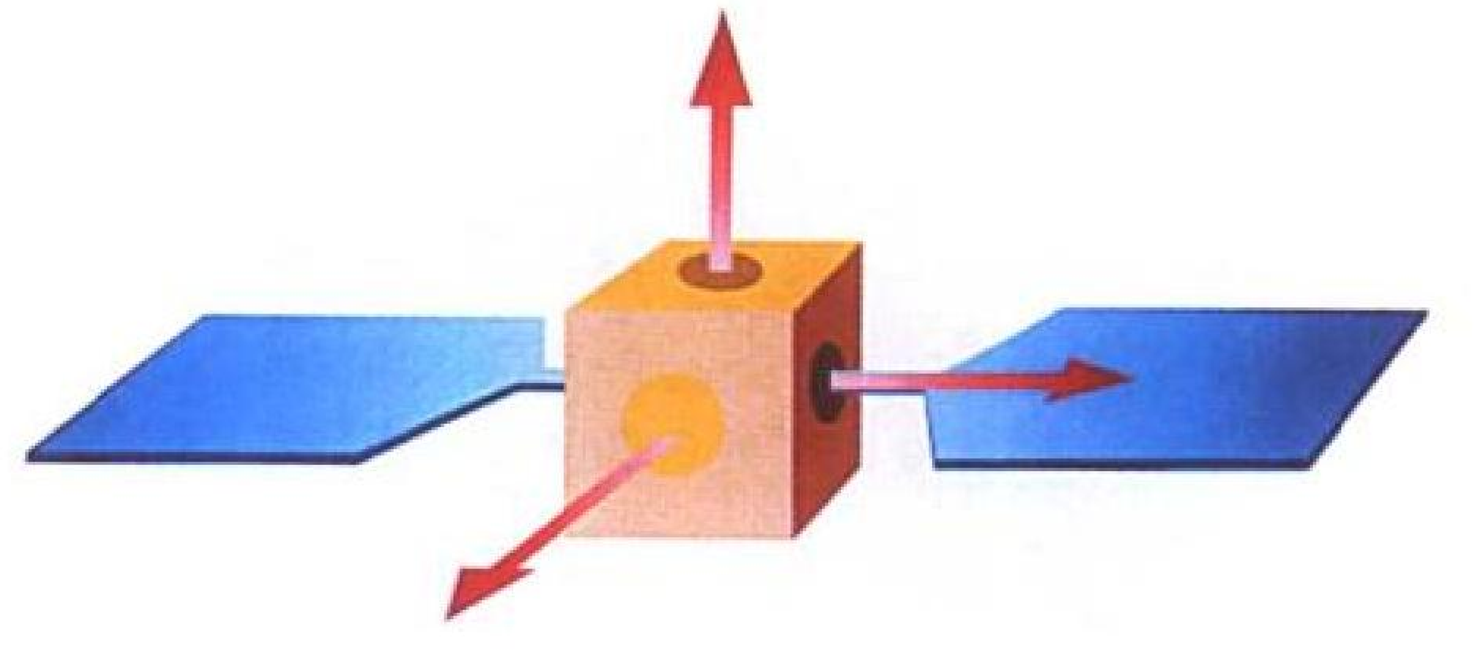
sanwei zengqiang fuhe cailiao

三维增强复合材料　three-dimensional reinforced composite　在基体相的三维皆有连续增强纤维分布的复合材料。它由三维纤维编织物与基体材料复合而成。三维编织是在三向（3D）正交编织基础上发展起来的，3D正交编织物是由3股纤维束沿X、Y、Z三向（如立方体的三棱边）互成90°正交并以规则的层间距排列组成。四向（4D）织物由4股纤维束以规则的层间距排列，纤维束轴向与正四面体的4条对角线一致。同理可编成五向（5D）（3D正交加$X-Y$平面上2D 45°）、六向（6D）、七向（7D）和十一向（11D）织物。此外，穿刺编织物也属3D织物。对于轴对称旋转体，纤维束沿径向、周向和轴向分布，采用名为“整体编”的新技术编织，编织物无分层面，可控制编织物外形尺寸和预留孔，避免了机械加工的损伤。由三维编织物增强的复合材料形成一个整体，克服了二维复合材料的层间薄弱环节，提高了复合材料的抗损伤性，增加了材料结构性能可设计的自由度。三维增强复合材料已用于火箭喷管、喷管喉衬、弹头热防护及多功能航天器部件，也用于飞机和直升机的结构件、热结构件，还可用于复合装甲、汽车和高级体育器械等。

（撰写：沈松年　审订：胡连成）

sanzhou wending kongzhi jishu

三轴稳定控制技术　three-axis stabilization control technology　使航天器相互垂直的三个轴在空间相对于某个参考系具有预期方向的一种姿态控制技术。它适用于在各种轨道上运行的、具有各种指向要求的载人或不载人航天器，也用于航天器轨道机动过程中的姿态稳定。三轴姿态控制系统是星上闭



卫星三轴稳定示意图

路的主动姿态控制系统。它用姿态敏感器测量航天器的姿态，经控制器处理后，再按一定的控制规律去控制航天器上的姿态控制执行机构产生力矩或与星本体交换角动量，从而构成闭路，使星体产生角运动，实现三轴姿态控制。依产生控制力矩的方法主要分为基于质量排出原理的喷气三轴姿态控制和基于动量交换的飞轮三轴姿态控制。前者由推力器来提供所需的控制力矩，其控制精度除受限于姿态敏感器外，还受限于推力器所能提供的最小冲量；后者的控制精度一般优于前者。对要求高精度快速姿态机动的航天器，常采用控制力矩陀螺提供控制力矩，但这种系统比较复杂。

（撰写：王长龙　审订：王存恩）

sanzhou wending weixing

三轴稳定卫星　three-axis stabilized satellite　采用卫星本体坐标系的三个轴与某一个参考坐标系保持相对稳定的姿态控制方式的卫星。三轴姿态控制适用于在各种轨道上运行的卫星。对地观测的资源卫星和侦察卫星属对地定向的三轴稳定卫星。这种卫星有低、中、高3种轨道。对地观测不仅要求指向精度高，而且要求的稳定度也相当高，一般应达到0.001～0.0005°/s。确定所侦察目标的位置时，要求卫星有高的姿态确定精度。三轴稳定卫星采用由敏感器、控制装置和执行机构3部分组成的三轴姿态控制系统。执行机构是产生控制力矩的装置，



图1 三轴稳定气象卫星



图2 三轴稳定通信卫星

对于工作寿命在几天至几十天的卫星，一般采用冷气喷气执行机构；对于长寿命卫星，则采用反作用飞轮。由于要对飞轮卸载，通常又用喷气力矩、磁力矩或重力梯度力矩作为辅助手段。以飞轮为主的三轴稳定卫星又有偏置动量控制和零动量控制两种控制方式。通信卫星目前也多采用三轴稳定方式的，但稳定度没有严格的要求。

（撰写：吴开林　审订：吴健生）

sanzuyuan tuijinji huojian fadongji

三组元推进剂火箭发动机　tripropellant rocket engine　使用三种推进剂组元作为燃烧工质的火箭发动机。例如，为了满足单级入轨火箭对火箭发动机高密度、高比冲的要求，火箭发动机可在第一工况使用液氧／煤油加少量液氢，在第二工况使用液氧／液氢。为了改善液氧／煤油发动机的燃烧稳定性，减少积炭和结焦，提高性能，可在液氧／煤油发动机中加入少量液氢。在双组元液体推进剂或固液推进剂中加入第三种组元，可提高发动机比冲，如锂／氟／氢三组元推进剂发动机等。三组元推进剂火箭发动机是一种概念发动机，目前尚没有实用型号。

（撰写：胡平信　审订：朱森元）

sanzuyuan yeti tuijinji

三组元液体推进剂　liquid tripropellant　由分别贮存的液体氧化剂、液体燃料和另一组元组合的液体推进剂。它分为两类，一类是用液氧或液氟作为氧化剂，用液氢作为燃料，用锂、铍或它们的氢化物粉末作为另一个组元，以利用液体氧化剂与轻金属燃烧获得高温，利用液氢获得低分子量的燃烧产物，从而提高性能。另一类是用液氧作为氧化剂，用液氢和碳氢化合物作为两种液体燃料。液氧与碳氢化合物和少量液氢同时燃烧，可利用液氢改善液氧与碳氢化合物的燃烧性能。由于三组元推进系统技术复杂，三组元液体推进剂目前尚未得到实际应用。　（撰写：蒋凤翥　审订：胡平信）

sanxing shashang zengqiang zhuangzhi

伞型杀伤增强装置　umbrella-type lethality enhancer　一种带有折叠式或沿径向展开伞状结构的非爆炸性杀伤增强装置。当拦截器飞抵目标时，在遭遇前杀伤增强装置展开，以增大碰撞面积，提高杀伤概率。美国的“外大气层拦截弹系统”（ERIS）和“反卫星”（ASAT）拦截器就是典型的采用伞型杀伤增强装置杀伤目标的武器。ERIS的杀伤飞行器前端是红外导引头，中心是可展开的杀伤装置。该杀伤增强装置重5.85 kg，是一个掺和金属粉末的塑料充气网，展开后呈八角型，展开直径为0.9～3 m，以增大拦截器杀伤半径。ASAT采用穿透与冲击两种杀伤机理互补的杀伤增强装置，具有很高的杀伤概率。冲击机构是一个增强聚脂薄膜板，穿透机构是分布在薄膜上的小球。这种可膨胀的聚脂薄膜板与高密度小球组合使用，可以达到穿透和压碎目标结构、撞掉关键附属部件的目的。参见外大气层拦截弹系统。

（撰写：陈萱　审订：张志鸿）

sanshe zhongxin

散射中心　scattering center　当目标尺度远大于照射波的波长时，目标的总电磁散射场可以看作是一些局部位置上的分电磁散射场的矢量和，通常把产生分电磁场的局部散射源称为电磁散射中心，简称为散射中心。目标散射中心的主要类型有：镜面反射、边缘（棱线）绕射、尖端散射、凹腔体的多次反射、行波及蠕动波引起的散射、表面微分不连续处的散射等。散射中心是目标在高频区散射的基本特征之一。它主要用于微波高分辨力成像、雷达截面理论计算、宽带目标特性研究和目标识别。

（撰写：向家武　审订：朱志浩）

saomiao chengxiang

扫描成像　scanning imaging　光学元件按预先设计的运动规律将景物空间的红外辐射扫过红外探测器并转换成时间序列信号或显示出相应图像的成像方式。用作扫描的光学元件有直线运动的反射镜，转动的多面反射镜鼓，透射的棱镜和光楔等。运动的光学和机械组件称为扫描器。扫描成像系统有多种分类方法：按运动方式分，有直线运动和转动扫描；以扫描器在光学系统中的位置分，有物方和像方扫描；由使用的红外探测器结构形式，又可分为串（联）扫描、并（联）扫描和串并扫描及一维和两维扫描。其中，位于像方反射镜的并扫描是最简化的一种形式，自20世纪60年代中期多元红外线列探测器问世之后，直到20世纪90年代，这种扫描方式成为第一代红外成像系统主要的扫描方式。无论哪种扫描方式，红外成像系统的性能都与使用的红外探测器元数成正比。扫描器的优劣反映在三个方面：扫描过程的稳定性、扫描线性度和扫描效率，而扫描效率η_{sc}为扫描器的特征参数，可用下式表示

$$\eta_{sc} = t_e / t_0$$

式中 t_e为有效扫描时间；t_c为总的扫描时间。当今，实际应用的扫描器$\eta_{sc} \geq 75\%$。　（撰写：杨应槐　审订：孙再龙）

saomiao fusheji

扫描辐射计　scanning radiometer　通常指在可见光和红外波段以扫描方式成像的星载遥感器。目前世界上所有极轨和地球静止气象卫星在可见光和红外波段的成像遥感器都采用某种形式的扫描辐射计。扫描辐射计一般都具有多个波段；可采用单元探测器作扫描，也可采用阵列器件扫描；在极轨卫星上用扫描镜在与轨道垂直方向扫描，利用卫星前进作另一维扫描；在自旋稳定地球静止卫星上，利用卫星自旋作东西向扫描，用扫描镜作南北向扫描；在三轴稳定地球静止卫星上，则要求扫描镜作两维扫描。扫描辐射计大多数通道的光谱范围选在大气窗区，可进行云、陆表和海表的探测；也有少数选在大气吸收带，如地球静止轨道气象卫星中选6.3 μm的水汽通道，可获取水汽图。美国“诺阿”卫星的扫描辐射计“先进甚高分辨率辐射计”在世界上应用最广泛，它具有5个通道，星下点空间分辨率为1.1 km。美国“地球静止环境业务卫星”的扫描辐射计也有5个通道，1个可见光通道的分辨率为1 km，4个热红外通道的分辨率为4 km，在局部地区可在1 min以内获取一次图像。我国“风云”1号C星的扫描辐射计具有10个通道，分辨率为1.1 km；“风云”2号A、B星的扫描辐射计具有3个通道，可见光通道分辨率为1.25 km，水汽和红外通道分辨率为5 km，性能和国外同类仪器大体相当。当前，星载扫描辐射计正在向更多通道和更高空间分辨率的方向发展。美国“地球观测系统”（EOS）上的“中分辨率成像光谱仪”其实也是一种更高水平的扫描辐射计，具有36个通道，2个可见光和近红外通道的空间分辨率为250 m。

（撰写：范天锡　审订：方宗义）

saomiao kuandu

扫描宽度　scanning width　扫描成像式遥感器对地面扫描成

像时在图像行方向上所对应的地域范围。就遥感器本身而言，扫描宽度由扫描视场角决定，扫描成像式遥感器的扫描视场角相当于使用胶卷的相机视场角。扫描宽度所对应的地面距离 L，在忽略地表曲率时，可用下式表示

$$L=2H\,\mathrm{tg}\frac{\theta}{2}$$

式中 H 为卫星离地面的高度；θ 为扫描视场角。通常地面像元分辨率高的遥感器，扫描宽度较窄，重复观测周期较长（或者说时间分辨率低）；地面像元分辨率低的遥感器，扫描宽度就宽，重复观测周期较短（或者说时间分辨率较高）。例如，“陆地卫星”4 号和 5 号的“主题测绘仪”在可见光近红外波段地面像元分辨率为 30 m，扫描宽度 185 km，重复观测周期为 16 天；“诺阿”气象卫星“先进甚高分辨率辐射计”的地面像元分辨率为 1.13 km，扫描宽度达 2800 km，重复观测周期为 1 天。（撰写：金志煜　审订：唐绍凡）

shashang dantou

杀伤弹头　kill warhead　常规弹头的一种，利用烈性炸药的爆炸能量使杀伤元获得动能而杀伤目标的弹头。它由引信、炸药装药、杀伤元和弹头壳体组成。杀伤弹头按杀伤元可分为破片式、连续杆式和聚能粒子式等类型。该型弹头用于杀伤空中目标和地面目标（人员和技术装备）。它对空中目标的毁伤作用包括击穿、引燃、引爆或切割等。

（撰写：于德滨　审订：薛成位）

shashang zengqiang zhuangzhi

杀伤增强装置　lethality enhancer　导弹战斗部中增强杀伤效果的装置。当采用直接碰撞杀伤时，要求拦截器的制导精度达到米数量级，在制导精度尚未达到足以使拦截器本体直接碰撞目标时，需要采用增强直接碰撞杀伤能力的装置。杀伤增强装置包括两种类型：一种是完全没有爆炸装置，但带有可扩展成伞型的装置，即伞型杀伤增强装置（参见伞型杀伤增强装置），通常在精度要求高的大气层外反导和反卫星拦截器上采用；另一种是带有一个小型战斗部的杀伤增强装置，即抛散型杀伤增强装置（参见抛散型杀伤增强装置），通常用于大气层内反导拦截器。

（撰写：陈萱　审订：张志鸿）

S

shachen shiyan

沙尘试验　sand-and-dust test　检验产品抵御飞散沙尘环境能力的试验。试验时，将产品放入一定温度和一定相对湿度的试验箱内，吹入一定粒度的沙尘，经过一定周期观察产品抵抗飞散沙尘环境的能力。在干燥地区，空气中含有大量的沙尘，因其颗粒直径在 100 μm 以下，故能长期悬浮于空中，并到处散落。在干燥和潮湿交替的季节，它们潮化并附着于绝缘材料表面，使绝缘体表面泄漏电流增大。沙尘可以破坏电气接点，妨碍正常的旋转动作和电机的从动机构，还会引起指示灯、表的故障。热带强台风所卷起的沙尘，会严重擦损产品和堵塞空隙，并可能影响电接点。沙尘粒也可能形成湿气的凝聚核心，从而促进腐蚀。（撰写：丁恕海　审订：王文忠）

shanji

栅极　grid　从放电室等离子体中抽取和加速离子，并形成离子束的离子发动机部件。以电子轰击式离子发动机为例，常用多孔双栅极结构。屏栅极位于放电室下游，加正高电压，发动机推力和比冲近似与电压的平方根成正比。加速栅极位于屏栅极的下游，加负电压，使抽取离子有最佳的离子光学特性，并阻止中和器发射的电子向放电室返流。两栅极的开孔透明度、孔径、间距、厚度及所加电压，均需优化设计，并与放电室等离子体密度和分布情况相匹配，使得在给定的屏栅极电压下，能最充分抽取放电室中的推进剂离子，离子束发散角小，从栅孔逃逸的推进剂原子少，并能有效阻止中和器发射的电子返流。有些离子发动机采用三栅极结构，在加速栅极下游再加一接地的减速栅极。双栅极和三栅极结构存在的问题是：由于热变形、毛刺和放电室溅射微粒的沉积，引起栅极间电击穿或短路。引出离子与逃逸原子电荷交换生成的离子，会对加速栅极产生溅射刻蚀，缩短发动机的寿命。溅射生成的金属原子可能会污染航天器表面。

（撰写：黄良甫　审订：胡永年）

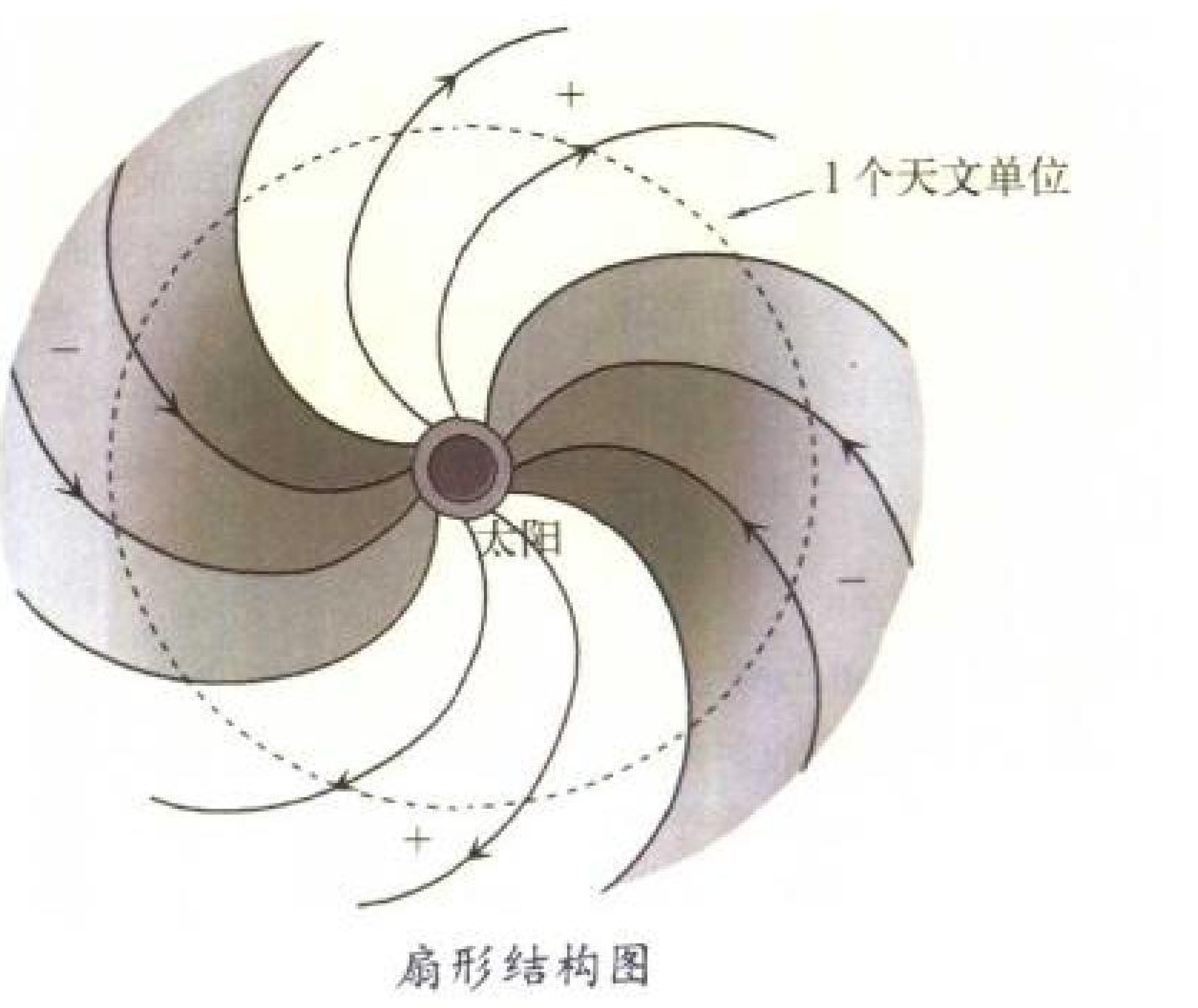
shandian guidao

“闪电”轨道　Molniya orbit　前苏联的“闪电号”通信卫星采用的轨道。该轨道属大椭圆同步轨道，其近地点在南半球上空，高度约 460～650 km，远地点在北半球上空，高度约 40000 km，倾角为 62.8°～65.5°，周期约 12 h。卫星运行一圈大约有 2/3 的时间处于北半球上空，相对于卫星通信地球站的视运动速度很慢，便于地球站跟踪，对高纬度地区通信极为有利。利用该轨道，1 颗卫星能保证前苏联和北半球许多国家在一天内 8～10 h的通信，3 颗分布适当的卫星可实现昼夜连续通信。在“闪电”轨道上运行的“闪电号”卫星系列是前苏联的主要通信卫星系列之一，主要用于向前苏联全国转播电视、广播节目，进行电话、电报、传真通信，并实现国际通信及电视广播节目交换，也可用于军事通信。“闪电”3 号还承担莫斯科和华盛顿之间的直接通信任务。

（撰写：张荣保　审订：张云彤）

shanxing jiegou

扇形结构　sector structure　呈现为扇形的行星际磁场大尺度结构。其螺旋线按经度分出几个与行星际磁场方向相反（或指向太阳，或背向太阳）的扇形区（见图），在每一个扇形区内太阳风等离子体密度和速度按一定规律分布。在一个太阳自转周内可观测到黄道面上有2个或4个行星际磁场方向交替指向的扇形结构区，偶而有6个这样的扇形结构区，这一特征与日球赤道面附近的电流片有关。相同一个太阳风高速流共有同一个扇形，地球从一个指向扇形区过渡到另一个相反指向的扇形区只需要几分钟至几小时。相邻扇形结构区间的边界叫做扇形边



扇形结构图

界，它是太阳风高速流的前沿，当其扫过地球时会引起地球空间环境的扰动。扇形结构与地球磁扰密切相关。

（撰写：古士芬　审订：都亨）

shangyong xianyi chanpin

商用现役产品　commercial off-the-shelf (COTS) product　既可以满足（或基本满足）航天或国防应用要求又能够从目前商用市场采购到的产品。英文缩写为COTS。商用现役产品是相对于专门开发的辐射加固电路及软件产品而言的，是低成本技术方案的重要标志。对于航天及国防应用来说，COTS硬件产品所需具备的主要特征是电路设计和工艺具有一定的抗辐射性能，经过了严格认定，具有很高的可靠性。在实际应用时需慎重加以选择，以及进行一定的耐辐射特性评价，也需要其他辐射加固技术予以配合。COTS产品的研究及其在航天方面的应用是20世纪90年代以来的一个热点，前景诱人，但应用不当也有一定的风险性。

（撰写：蒋轩祥　审订：于伦正）

shangmianji

上面级　upper stage　多级火箭的第二级及以上的部分的统称。不过人们更习惯于将与有效载荷或弹头相连的末级火箭称为上面级。对于专门发射高轨道卫星的运载火箭，如“长征”3号三级火箭，它的第三级就被称为上面级。有的运载火箭依靠其自身的各级只能把卫星送入低地球轨道，如“长征”2号E（两级芯级加上4枚捆绑助推器），若要发射高轨道卫星，必须再串上一个上面级。依靠上面级，卫星可从近地停泊轨道被送到地球同步转移轨道。上面级一般包括推进系统、制导控制系统、电源和有效载荷连接件等。有的上面级与卫星直接组装在一起，依靠卫星实现制导、控制、遥测和跟踪等功能。根据所使用的推进剂，上面级一般分为固体推进剂上面级、双组元可贮存液体推进剂上面级和氢氧推进剂上面级，其中氢氧推进剂上面级性能最好，已得到广泛应用。在火箭结构设计中，上面级火箭最为复杂，需要合理布局，精心选择结构方案，并在满足可靠工作要求的前提下，尽可能减轻结构质量，提高整个火箭的效率。

（撰写：才满瑞　审订：朱维增）

shangmianji fadongji

上面级发动机　upper stage engine　多级运载火箭和远程导弹的上面级使用的主发动机。该类发动机的特点是：(1) 存在着高空点火的技术问题（参见高空点火）。(2) 喷管面积比大。在真空环境中，发动机的比冲随着面积比的增大而提高。在喷管的材料、结构、工艺和型面设计等方面取得重大进展的情况下，有可能研制出结构质量小的大面积比喷管，从而显著提高发动机的真空比冲。在发动机尺寸受到总体设计限制的情况下，为增大喷管面积比，可以采用可延伸喷管。(3) 为了提高入轨精度和增加运载能力，有些运载火箭要求上面级发动机能多次起动。(4) 要求结构质量轻，因为末级发动机的结构质量直接影响有效载荷的质量。液氧/液氢、液氧/煤油和可贮存推进剂泵压式发动机均可实现再次起动，挤压式（可贮存推进剂）发动机可较方便地实现多次起动。上面级发动机也有使用固体推进剂的。



美国“半人马座”上面级的 RL－10发动机

（撰写：金贵全　审订：朱森元）

shangshengduan

上升段　ascending phase　从航天运载器起飞到航天器入轨的飞行段。上升段有两种基本类型。其一，有推力飞行段是连续的，运载器的各级发动机依次连续工作，常用于发射低轨道的航天器。其二，有推力飞行段是断续的，中间有滑行段，通过滑行段将运载器的动能转化为势能，在滑行段后发动机再次点火工作，常用于发射中、高轨道的航天器。

（撰写：陈国华　审订：余梦伦）

shangxing xinhao

上行信号　up-link signal　从地面台站向卫星定向发射的信号。上行信号根据其用途不同有通信上行信号、测控上行信号、气象上行信号以及各种数据上行信号等。卫星接收机输入端的接收载波电平为

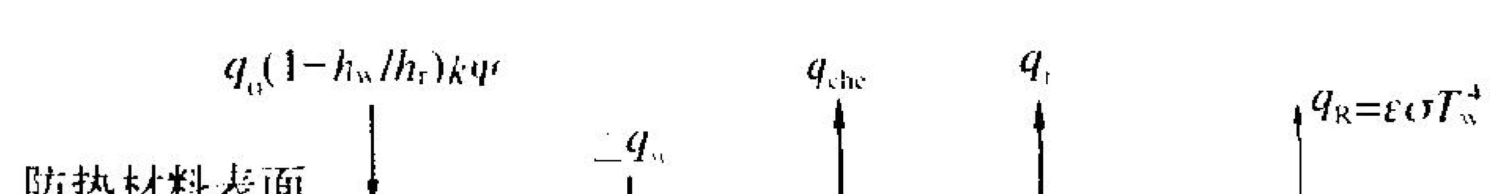
$$C_u=P_eG_{et}G_{sr}/I_u$$

式中 P_eG_{et} 为地面台站在卫星方向上的等效全向辐射功率；I_u 为上行自由空间传输衰减；G_{sr} 为地面站发射方向上的卫星接收天线增益，其中包括卫星天线输出端和接收机输入之间的馈线损耗。根据上行信号的特性和对载波的调制方式，从载波电平可以求出上行信号电平，又根据卫星接收机输入端的等效噪声温度可以求出上行信号的信噪比。求出上行信号信噪比是上行链路估算的主要内容。

（撰写：陈豪　审订：崔骏业）

shaoshi

烧蚀　ablation　防热材料受到强烈气动加热时发生的热解、氧化、熔化、蒸发和升华等热化学和物理过程。在这一过程中，防热材料质量发生损失并注入到气流中，带走大部分气动加热的热量，从而达到对飞行器进行热防护的目的。在再入飞行技术中，烧蚀式热防护得到了广泛应用，从近程导弹弹头到洲际导弹弹头，从载人飞船到返回式卫星，都成功采用了烧蚀式热防护系统。它是目前再入飞行器防热设计中最常采用的手段。这种烧蚀类被动式防热系统的主要优点是技术成熟，地面试验充分，系统的可靠性高。在再入飞行中，随着飞行高度的降低，物面上边界层的流态从层流转变到湍流，伴随着气动加热迅速增大，表面温度急剧升高。在表面高温作用下，依据材料的类别，防热材料会发生热解、氧化、溶化、蒸发或升华等热化学和物理过程，同时伴随着大量的吸热和热阻塞效应，达到对飞行器表面防热的目的。在特定表面温度 T_W 下，为达到表面能量平衡，大部分热量被烧蚀质量带走，小部分向结构内传导，如图所示。图中 q_0 为冷壁热流



烧蚀防热材料表面能量平衡示意图

S

密度；h_w 为气流壁焓；h_r 为气流恢复焓；Ψ 为热阻塞因子；k 为粗糙壁热流增量因子；q_r 为气体辐射热流密度；q_R 为表面向外辐射的热流密度；Δq_w 为传入结构内的热流密度；q_{che} 为热化学过程的反应热之和；ε 为辐射系数；σ 为斯蒂芬一波尔兹曼常数。 （撰写：孙洪森 审订：安复兴）

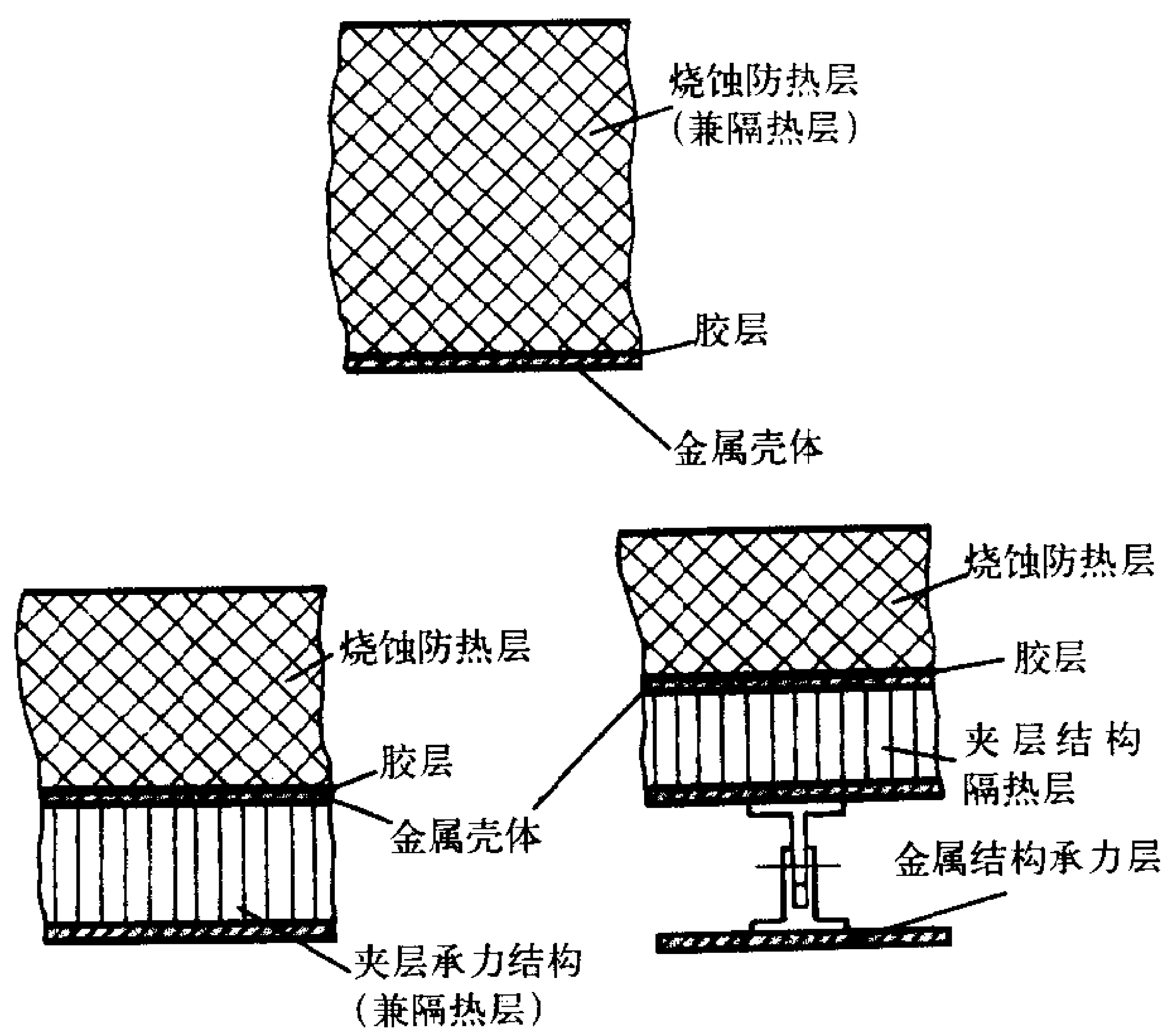
shaoshi cailiao

烧蚀材料 ablative material 又称烧蚀型防热材料。在高温热流作用下，材料本身发生热解、熔化、蒸发、升华和侵蚀等物理和化学变化，通过材料表面的质量消耗带走大量热量，从而阻止热流传入飞行器内部的防热材料。标志材料烧蚀性能的重要参数是材料的有效烧蚀热、线烧蚀率和质量烧蚀率。烧蚀过程中的总质量损失率为热化学侵蚀和机械剥蚀率之和。一般在低压环境下，以热化学侵蚀为主，在高压环境下，以机械剥蚀为主。烧蚀材料除了必须具备良好的耐烧蚀性能外，还必须有较低的密度和热导率，从而达到良好的隔热和减重效果。主要用于火箭发动机燃烧室、导弹弹头等部件。目前宇航工业中使用的防热材料几乎都是烧蚀材料。烧蚀材料按烧蚀机理可分为升华型、熔化型和碳化型。升华型烧蚀材料利用材料在高温下升华和气化吸热，如聚四氟乙烯、石墨和碳／碳复合材料。其中碳／碳复合材料是一种辐射系数较高的材料，因而具有很好的辐射散热作用。熔化型烧蚀材料利用材料在高温下熔化吸收热量，并利用高粘度的熔融液态层来阻塞热流，其代表性材料有石英和玻璃类材料。这类材料的主要成分为二氧化硅。二氧化硅含量越高，防热效果越好。利用高分子材料在高温下碳化吸热的材料称为碳化型烧蚀材料，所形成的碳化层又具有辐射散热和阻塞热流的作用，其典型材料是以酚醛树脂为基体的复合材料。酚醛树脂在高温下有很高的成碳率，碳层坚固，而且工艺性能好。烧蚀材料按密度可分为高密度和低密度。高密度烧蚀材料的密度一般大于1 g/cm³，如各种纤维增强塑料、碳／碳复合材料和石墨等。低密度烧蚀材料是指以轻质填料作为填充剂，以纤维作为增强材料和以树脂作为基体的复合材料，这类材料的密度一般可以根据使用要求进行调整，变化范围在0.2～0.9 g/cm³之间。烧蚀材料按基体的不同，又可分为树脂基防热材料（如高硅氧／酚醛材料，碳／酚醛材料等）、碳基防热材料（如碳／碳复合材料等）和陶瓷基防热材料（如碳／石英材料等)。由于突防技术的发展，要求弹头防热材料向功能化发展，如增强材料的整体化，使其具有很好的抗激光和抗加固能力；加入吸电子材料，以缓解通信"黑障"；引入吸波材料，使弹头具有隐身功能等。

（撰写：罗永康 审订：胡连成）

shaoshi fangre

烧蚀防热 ablative thermal protection 依靠材料烧蚀带走热量的一种防热方式。此处烧蚀的含义就是材料在航天器再入或进入的气动热环境中发生的一系列物理、化学反应的总称。烧蚀防热是返回式航天器、载人飞船、行星探测器、导弹弹头常用的一种防热方法。火箭发动机内壁也常用这种防热方法，但对内壁的加热来自于燃气。烧蚀材料包覆在被防热结构表面，材料受热后将发生烧蚀现象，经精心研制的烧蚀材料主要依靠以下机制带走热量：(1) 材料热解或相变吸热；(2) 热解气体从低温到高温并流出烧蚀材料表面带走热量；(3) 热解气体注入航天器表面，将周围更高温气体与航天器表面隔开，从而减小气体传热；(4) 烧蚀材料热解固体物质聚集在航天器表面构成一个高温辐射散热层（参见辐射防热）。烧蚀材料包覆在航天器结构表面的典型形式有3种：直接粘接、用耐高温胶粘接并加隔热层和滑动桁条连接。烧蚀防热的主要优点是结构简单，安全可靠，对热环境不确定性适应性强；缺点是只能一次使用，而且烧蚀过程中航天器外形有微小变化。目前，烧蚀防热是一种最主要的防热结构形式，国内外几乎所有载人飞船全都采用这种防热方式。



烧蚀防热结构的几种典型形式

（撰写：吴国庭 审订：冯纪生）

shaoshi tuliao

烧蚀涂料 ablative coating 以有机烧蚀材料为基料，经固化成为烧蚀涂层的涂料。烧蚀涂料利用其本身在高温下发生物理（熔融、蒸发、升华、辐射等）和化学（分解、解聚、离子化等）等复杂变化过程带走热量和阻隔热量。采用烧蚀涂层材料是高温瞬时防热的有效方法。烧蚀涂层按烧蚀后的状态可分为膨胀型和非膨胀型。膨胀型烧蚀涂层材料在烧蚀过程中涂层膨胀鼓泡。这样，除高聚物和填加剂分解放出气体带走热量外，还可因膨胀鼓泡中的气体热导率小而形成良好的绝热层，阻滞热量向里传入。膨胀型涂层材料隔热性能优异，但耐气动冲刷性能差。非膨胀型的烧蚀涂层材料在烧蚀过程中不起泡，可经受住较严重的气动冲刷。按烧蚀后的组分，非膨胀型烧蚀涂层材料可分为成碳型和非成碳型。聚四氟乙烯是非成碳型，烧蚀时材料升华，不留有碳层，因此可作为透电磁波隔热涂层，用于天线窗和整流罩等。绝大部分聚合物为烧蚀后成碳型的，酚醛树脂就具有较好的成碳性。这类涂层在烧蚀时，可分为烧蚀层、碳化层、分解层和未破坏层。在气动热环境下，高聚物分解生成的气体通过碳化层进入附面层，带走热量。此外，碳化层均为多孔结构，热导率低，使得热量向内传输很少，而较大的辐射系数又可将较多的热量辐射掉。

（撰写：张康正 审订：胡连成）

sheji dingxing shiyan

设计定型试验 design typification test 航天型号研制中为设计定型进行的试验。通过设计定型试验来考核航天型号是否满足设计技术要求，评定航天型号的战术技术指标，从而完成航天型号的设计定型。设计定型试验包括定型鉴定飞行试

S

验和定型鉴定地面试验。定型鉴定飞行试验的目的是考核航天型号完成飞行任务的功能及性能达到的程度和航天型号对发射及飞行环境的适应性。定型鉴定地面试验包括作战使用性能试验、环境适应性试验、电子对抗试验、电磁兼容性试验、贮存试验等。这些试验可以结合飞行试验进行，也可以单独进行，考核航天型号产品对地面使用环境的适应性和对使用要求的满足程度。定型地面试验可以在实际环境下进行，也可以在模拟环境下进行。航天型号的分系统及单机产品要先按本身的设计技术要求各自进行鉴定试验，然后参加航天型号系统级的设计定型试验。（撰写：苏万丰　审订：杨德润）

sheji zaihe

设计载荷　design load　使用载荷与安全系数的乘积。设计载荷要考虑各种载荷组合（包括热载荷）的联合作用，例如轴外压加热载。结构承载能力应大于设计载荷。按设计载荷设计导弹或火箭，才能保证在预计的使用条件下工作可靠。由于结构承受的载荷、材料的性能、结构尺寸公差和加工制造的质量等都是离散度很大的随机因素，因此，在传统设计方法中均选用大于1的数作为安全系数来确定设计载荷。1934年为飞机结构设计规定的安全系数为1.5，目前仍然有效，也普遍用于导弹或火箭的设计中。

（撰写：严孝安　刘恒振　审订：王心清）

shezhi jiaodumen kangganrao jishu

设置角度门抗干扰技术　set gate of angle antijamming technique　目标和干扰在不同角度内时雷达系统可以采用的一种抗干扰技术。对于天线的主波束按机械运动的雷达系统，如果在天线的旁瓣方向有一个或若干个干扰源，此时，雷达系统可以形成一个主波束波门，使得由旁瓣进入的干扰源不起作用，或者设置一个角度门，在这个角度门内的干扰不会影响到雷达正常工作。天线波束按电子扫描的雷达系统，也可以设置角度门，使得在门内的干扰源对雷达系统不起作用。这种方法在目标与干扰源可以用角度分开时是很有效的，但如果目标与干扰源处于同一天线波束内则不起作用。设置角度门抗干扰同样可以用于跟踪雷达系统。

（撰写：陆林根　审订：文树梁）

shecheng guanji

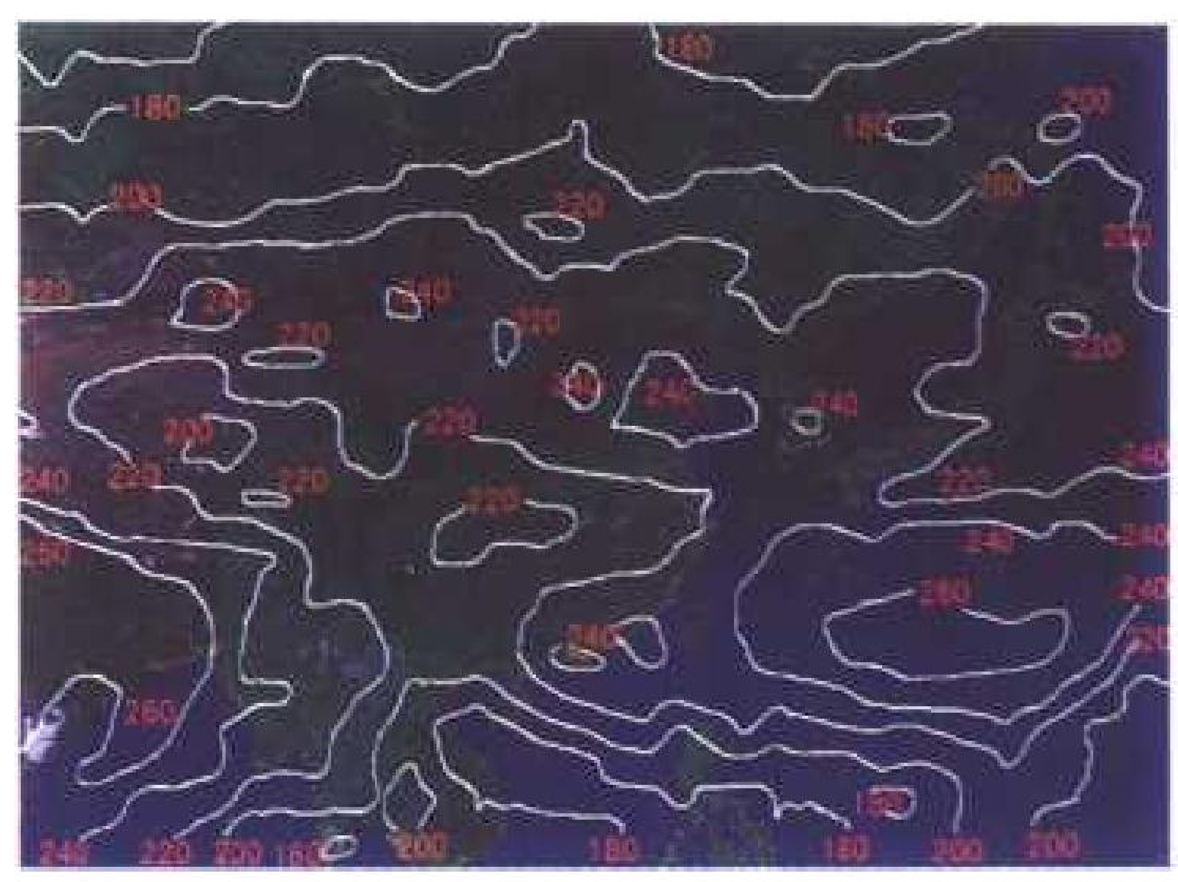
射程关机　range shutdown　火箭/导弹按预定的射程特征量关闭发动机的关机方式。为使导弹准确地命中地面目标，或使运载火箭箭体残骸准确地落在某特定安全区内，通常采用控制射程特征量的方式关机。采用这种关机方式，要求根据火箭/导弹运动参数及制导关机特征量函数计算射程关机特征量，当达到预先装定的关机特征量时，火箭/导弹关闭发动机。由于射程是火箭/导弹飞行时间、速度分量和位置分量的函数，所以计算比较复杂，箭/弹上计算机不易实现。而在摄动制导下，将射程函数在理论关机点附近进行泰勒级数展开，取一阶项，忽略高阶项，使其成为时间、速度分量和位置分量的增量函数。在飞行中，根据测得的火箭/导弹运动参数，计算射程关机特征量 K_L，并同预先装定的射程关机特征量 $\bar{K}_L$ 比较。当 $|K_L-\bar{K}_L|\leqslant\varepsilon_L$ 时（ε_L 是与 $\bar{K}_L$ 和计算机计算步长有关的充分小的正数），发出关机指令。在大干扰下，摄动制导的精度较差。提高制导精度的办法是采用全量制导方案，即将火箭/导弹理论落点的经纬度或理论弹道关机点的弹道参数作为制导的终端条件，控制火箭/导弹的运动，使射程偏差最小。（撰写：谢全根　审订：刘竹生）

shechu changbo fushe

射出长波辐射　outgoing long-wave radiation (OLR)　离开地气系统向外空放射出去的热辐射通量密度。地气系统热辐射的能量集中在大于4 μm的波段上，所以称为长波辐射，它的大小由云和地表面温度、垂直大气的温度结构和气体含量决定。气象卫星在高空对地球某一下垫面特定波段的射出辐射率进行测量，经一系列计算可以得到总波段的通量密度。计算方法是首先对气象卫星红外辐射计测量值 R 作普朗克函数转换，得到被测点的等效黑体温度 T_b，然后由回归方程计算被测点的通量等效温度 T_f

$$T_f=aT_b+bT_b^2+c$$

式中 a、b、c 为在若干大气廓线的辐射传输模拟计算结果基础上回归分析得出的经验系数。被测点每单位面积上射出辐射通量密度 $F=\sigma T_f^4$，σ为斯蒂芬—玻尔兹曼常数。气象卫星观测资料通过处理后可生成卫星观测时刻、日平均、候平均、旬平均、月平均射出长波辐射场数据集，这些资料主要用于局地和全球气候监测、数值天气预报的初始场及气候模式的验证等。

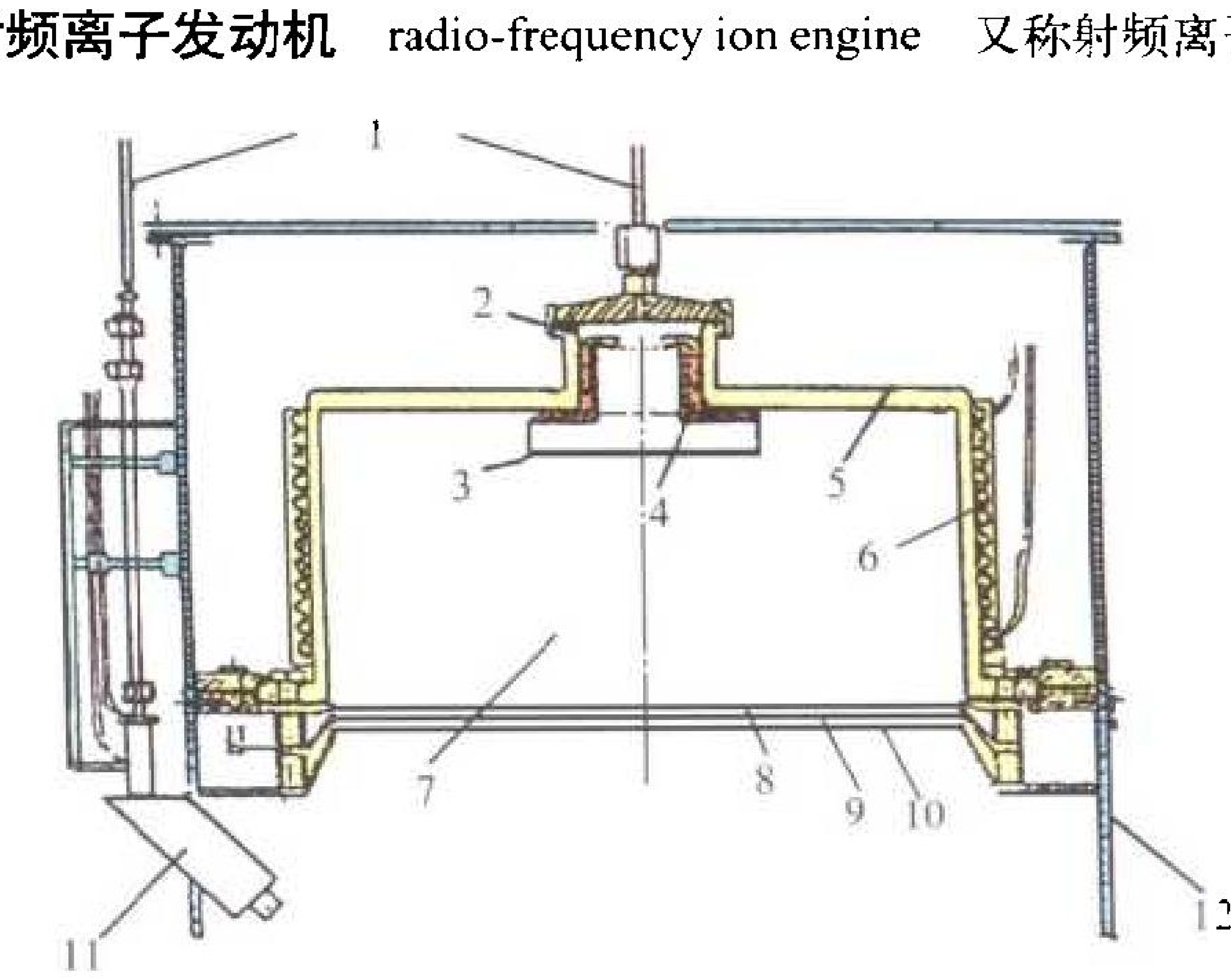


射出长波辐射等值线图
（“风云”1号C星，1999年12月上旬）

（撰写：吴晓　审订：范天锡）

shepin lizi fadongji

射频离子发动机　radio-frequency ion engine　又称射频离子



射频离子发动机原理图
1—氙气供给管；2—绝缘器；3—氙气分配孔板；4—抽引阳极；5—放电室外壳；6—射频耦合线圈；7—放电室；8—等离子体界面保持器；9—加速栅极；10—减速栅极；11—中和器；12—发动机外壳

推力器。用射频电场电离的推进剂离子，经多孔栅极静电场加速引出而产生推力的一种离子发动机。推进剂常用氙，分两路输送，一路进放电室，另一路进中和器。放电室外壳用石英玻璃或氧化铝陶瓷制成，外面缠绕射频耦合线圈，当此线圈接通射频功率电源时，放电室中产生射频电场，使推进剂放电电离。放电等离子体中的离子再被加载高电压的多孔栅极加速引出，产生推力。它与电子轰击式离子发动机一样，需用空心阴极中和器，主要性能和应用范围也大致相同。这种发动机的主要特点是放电室采用射频放电，不需要主空心阴极，避免了主空心阴极受放电离子轰击溅射而缩短寿命的问题。射频离子发动机曾做过空间飞行试验，已计划在卫星上应用。

（撰写：黄良甫　审订：吴国富）

shepin min'ganqi

射频敏感器　radio-frequency sensor　基于无线电波工作原理的航天器姿态测量装置，其信标源为地面发射站或用户航天器的可控天线。为了提高航天器上有效载荷的姿态控制精度，常采用两级控制方式：第一级为对航天器本体（平台）的姿态控制；第二级为对有效载荷部分进行精控。若要达到精确的姿态控制，首先需要精确的姿态测定。对于通信广播卫星而言，有效载荷部分为通信天线，而天线的馈源又兼有通信和测姿功能，一般称此种馈源为射频敏感器。射频敏感器装置一般采用两种测量方式：单脉冲比相方式和单脉冲比幅方式。单脉冲比相式射频敏感器又称干涉仪，是借鉴于光的干涉原理，至少需采用两个接收天线，其间应有一定的间距（基线长度）。此时只要测出两个天线接收信号的相位差，便可确定有效载荷的指向。单脉冲比幅式射频敏感器又称比幅单脉冲射频敏感器。它需要两个相互叠交的天线方向图，当等强信号方向与信标方向重合时，两个方向图收到的回波信号振幅相等，其差值等于零；当信标方向偏离等强信号一个角度时，则由两个方向图收到的信号幅值不同，两个信号的幅度差值表示目标对等强信号方向的偏移量，而振幅差值的符号则表示等强信号相对目标的偏差方向，从而确定有效载荷的指向。（撰写：吕振铎　审订：陈义庆）

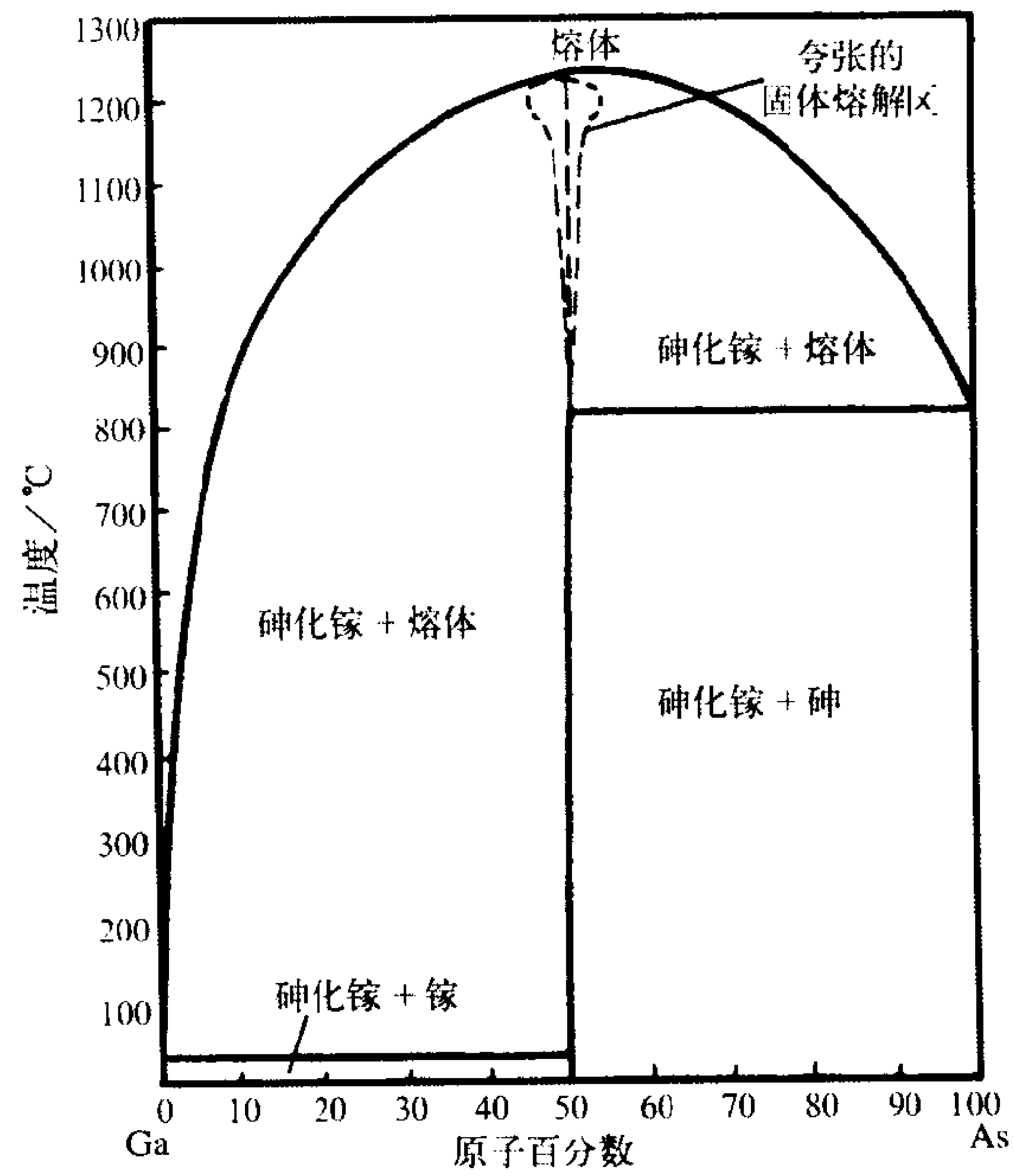
sheqian shengcun nengli

射前生存能力　prelaunch survivability　导弹武器系统中导弹及发射所必需的设备进入战区后，在常规与核武器的打击下，保持正常发射状态的能力。导弹武器系统射前生存能力一般以射前生存概率来衡量。射前生存概率能够是评价武器系统的一项重要战标。各武器生产国都在提高武器射前生存概率上下功夫。为提高射前生存能力一般可采取以下措施：(1) 采用主动或被动伪装及隐蔽技术，使敌方难以发现，如在设备上涂三防迷彩、采用隐形或变形技术及施放烟雾和诱饵等。(2) 提高设备的抗核冲击、防化学武器和防生物武器的能力，增强抗力，以便在受到敌方攻击时减少损失。(3) 提高设备的快速发射和机动能力，即在被敌方侦察发现后至敌方反击武器到达前，能够快速发射或迅速转移。

（撰写：王兆华　审订：包元吉）

shenhuajia

砷化镓　gallium arsenide (GaAs)　一种由ⅢA族元素镓 (Ga) 与VA族元素砷 (As) 化合而成的III−V族化合物半导体材料。晶格为闪锌矿结构，主要是共价键键合，并有离子键作用。砷化镓包括体单晶生长和外延薄层生长两类制备方法。前者有



砷化镓固液相图

水平布里奇曼 (HB) 法和液封直拉 (LEC) 法，后者有同质外延和异质外延。这些材料中多数是掺杂的。HB法是生产砷化镓单晶的主要方法，所生长单晶位错密度较低，化学配比较易控制，设备简单，但不能得到圆柱形晶体和非掺杂半绝缘单晶。LEC法较易生长非掺杂半绝缘单晶，生长速度快，但其位错密度较高。竖直梯度凝固法可制备圆柱形、低位错密度单晶，近年来受到广泛重视。外延生长工艺有LPE（液相外延）、VPE（气相外延）、MOCVD（金属有机化学气相沉积）、MBE（分子束外延）、CBE（化学外延）和ALE（原子层外延）等。砷化镓能带为直接跃迁，有卫星能谷，其电子迁移率高，易于得到半绝缘性能。这些性能使其在光电器件、光电集成、微波和超高速集成电路等领域有着重要应用。

（撰写：仝爱莲　审订：韩鸿硕）

shenhuajia taiyang dianchi cailiao

砷化镓太阳电池材料　GaAs solar cell material　利用Ⅲ−Ⅴ族化合物半导体砷化镓将太阳光能转换成电能的太阳电池材料。太阳电池是一种光电系统，靠阳光照射，把光能直接转换成电能，不污染环境，无活动元件，重量轻，使用安全，无热。太阳电池的性能取决于材料。用来制作太阳电池的材料很多，如硒、硅、硫化镉、砷化镓等，市场上使用最多的是单晶硅太阳电池材料。但随着空间技术的迅速发展，硅太阳电池材料已不能满足建立空间能源系统的需要。砷化镓的禁带宽度为1.43 eV，与太阳光谱匹配良好，可以获得比硅更高的转换效率（31%以上）。砷化镓的光吸收系数很大，可在几个微米的厚度内将大于1.43 eV能量的光子全部吸收，使太阳电池厚度减到很薄，适合制作薄膜电池。砷化镓的内在结构可使太阳电池耐受相当高的温度。砷化镓太阳电池的耐辐射性能好，寿命长，可以弥补硅太阳电池受质子或电子辐射后引起的功率下降。20世纪80年代美国和日本首先将砷化镓太阳电池用到通信卫星上。80年代初中国科学院上海冶金研究所在我国首先研制成功砷化镓太阳电池。

（撰写：夏德顺　审订：戴永糧）

shenhuajia taiyang dianchizhen

砷化镓太阳电池阵 GaAs solar array 由砷化镓（GaAs）太阳电池覆盖的太阳电池阵。砷化镓太阳电池是利用元素周期表中Ⅲ－Ⅴ族元素的化合物半导体材料制备的太阳电池之一。实际上在空间应用已经取得成功的Ⅲ－Ⅴ族化合物太阳电池是一个家族，包括GaAs单结太阳电池、InP单结太阳电池、AlGaAs／GaAs双极联太阳电池、GaInP／GaAs双级联太阳电池、$GaInP_2$／GaAs／Ge三级联双结太阳电池和$GaInP_2$／GaAs／GaInAs／Ge四级联三结太阳电池。砷化镓化合物太阳电池光电转换效率高、抗辐射性能好、高温性能好且可制成薄膜和超薄型太阳电池。多结级联太阳电池预计的理论效率如表所示。在空间大面积应用的单结GaAs／Ge太阳电池在标准测试条件下效率已达18.5 %。GaInP／GaAs／Ge双结太阳电池实验室效率达26.9 %，在空间大面积应用标准测试条件下效率可达21.6 %。

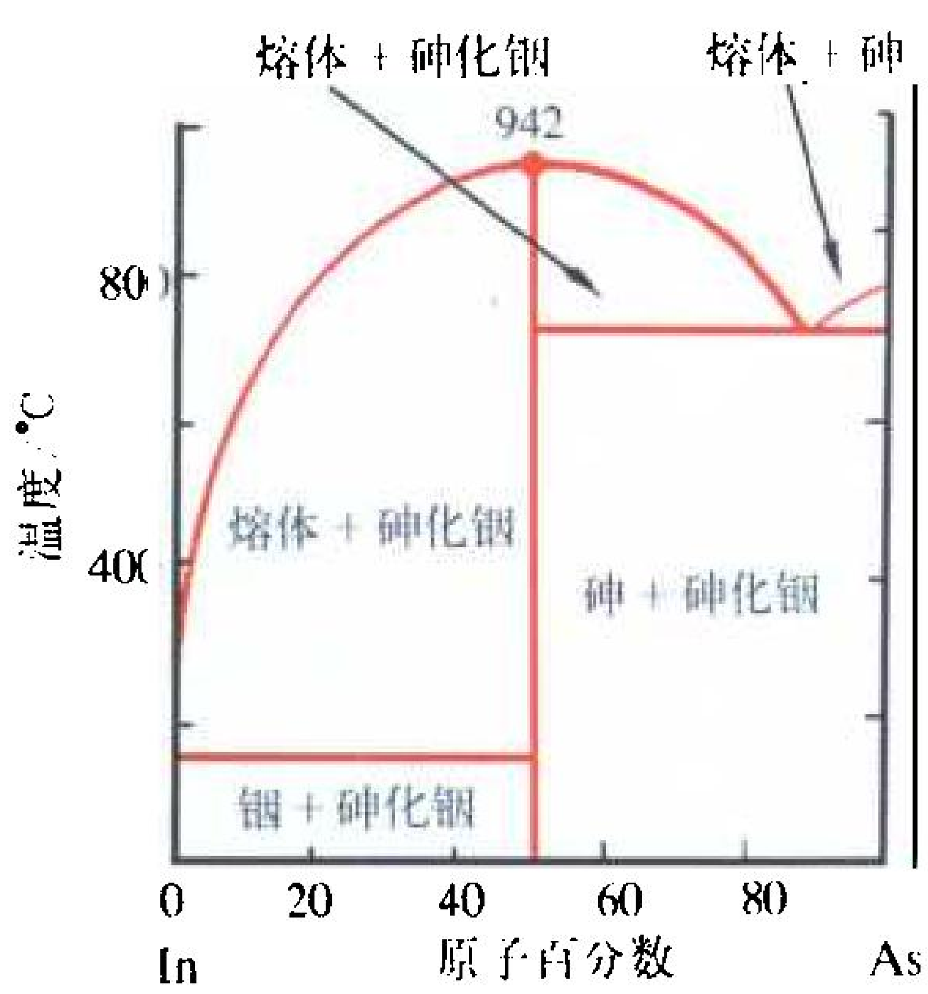
多结级联太阳电池预计的理论效率

器件	效率（AM0,135.3 mW／cm²）
双结	31%
三结（Ge）	35%
四结	41%

（撰写：陈小雯　审订：褚桂柏）

shenhuayin

砷化铟 indium arsenide (InAs) 一种由ⅢA族元素铟（In）与ⅤA族元素砷（As）化合而成的Ⅲ－Ⅴ族化合物半导体材料。晶格为闪锌矿结构，主要是共价键键合。采用水平布里支曼（HB）法与液封直拉（LEC）法均可生长出单晶体。砷化铟中有些杂质（如硫）的有效分布系数接近于1，故常用作N型掺杂剂，以提高沿单晶锭长载流子分布的均匀性。非掺杂砷化铟单晶中剩余载流子浓度可低至（1～2）×10^{15} cm^{-3}。砷化铟中电子、空穴迁移率比值达70，电子迁移率高（300 K时可达33000 cm²／（V · s），适于制作霍耳器件和磁阻器件等敏感器件。通常在砷化铟衬底上外延生长GaInSb、GaInAsSb等固溶体材料分别用于制备2～4 μm波段激光器和探测器等。（撰写：仝爱莲　审订：韩鸿硕）



砷化铟系统的相图

shenkong

深空 deep space 见太空。

shenleng gere cailiao

深冷隔热材料 super-low temperature thermal insulation material 又称保冷材料。用于深冷环境的隔热材料。它用于使外界以各种传热方式传递给低温装置的热量减少到最低，以维持低温装置的正常工作，同时使低温装置的跑冷量不致影响附近非低温工作的零部件。航天飞行器的深冷环境是指航天器在远离地球大气层运行时，深层空间的深冷真空状态所造成的航天器表面的温度环境或由于采用液氢、液氧推进剂而导致的深冷环境。深冷隔热一般可分为真空隔热和非真空隔热两种形式。真空隔热是指将隔热空间抽至一定真空度，填充或不填充隔热材料或反射层。非真空隔热，即堆积隔热，是指在深冷体的外表面填满或包扎一定厚度的隔热材料。该种隔热应选用密度小、防渗水的隔热材料，并应严格密封。非真空的深冷隔热常用珠光砂、碳酸镁、气凝胶、硅胶、软木、玻璃棉和泡沫塑料等。泡沫塑料密度小、成型工艺简单，隔热可靠，被广泛用于液氢／液氧系统的深冷隔热，可用喷涂法和浇注法成型。泡沫塑料深冷隔热是指以泡沫塑料为主体，结合深冷胶粘剂、密封加固和热反射涂层构成的一个隔热整体。液氢／液氧发动机液氢输送导管采用真空多层隔热材料，由若干层隔热屏和间隔物交替叠铺成的复合隔热体，隔热屏用来反射热辐射，间隔物用来阻滞热传导。

（撰写：赵云峰　审订：巫世杰）

shentou zhengfa jishu

渗透蒸发技术 permeation evaporation technology 尿液再生系统中的膜渗透及相变分离技术。尿液再生技术中，采用膜渗透和膜蒸发技术把尿液中的水从杂质中分离出来。“和平号”空间站安装的尿液再生设备使用大气蒸馏和膜蒸发技术，美国采用真空（低压）蒸馏和膜蒸发技术。前者的蒸发表面是一种平板式亲水毛细／多孔选择膜，为非对称性的复合膜。后者使用致密的中空全氟磺酸膜，为对称膜。液体从膜的一边或中空管内流过，另一边是流动的气体或低压气体。渗透蒸发过程能否顺利进行取决于膜结构的选择和蒸发强度。多孔体蒸发表面的盐浓度不超过产生沉淀的浓度限值。蒸发过程的产生在于膜的蒸发表面压强与空气流中的蒸气分压存在差值。在渗透率超过蒸发率时，蒸发表面浸入膜的孔隙中，膜的蒸气浓度高于气流中的蒸气浓度。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

shenghuaxing shaoshi cailiao

升华型烧蚀材料 sublimation type ablative material 在强气动加热作用下，直接从固态转变为气态的热化学相变防热材料。洲际射程的小型化弹头在再入地球稠密大气层时飞行马赫数高达24～25。在稠密大气层中做超高速飞行时，由于其头部钝度较小，所以头部上的热流密度在峰值加热段可高达每平方米十几万千瓦。在这样的高焓高热流条件下，头部表面温度将高达数千摄氏度。为了把这种强加热的大部分热量带走，改善壁面热环境，使表面温度保持在所允许的范围内，并且满足小烧蚀后退量和小外形变化的防热要求，在防热设计上需要采用高吸热能力的碳基材料。在头部区域可采用碳纤维三向或多向编织的碳／碳复合材料，而在弹头身部可采用浸渍酚醛的碳布带斜缠碳／酚醛复合材料。在强加热条件下，碳基材料表面温度快速升至1000 ℃、1500 ℃和3000 ℃以上，其热化学反应也相应地从化学动力学反应转到氧化反应，最后达到从固态直接升华为气体的相变反应。升华型烧蚀材料就是具有这样的化学相变过程，并大量吸热，带走大部分气动加热，同时起到热阻塞效应。此外，在某些焓值较低或气动加热不太严重的环境下，早期曾采用过特氟隆类材料。它也属于升华型烧蚀材料。

（撰写：孙洪森　审订：安复兴）

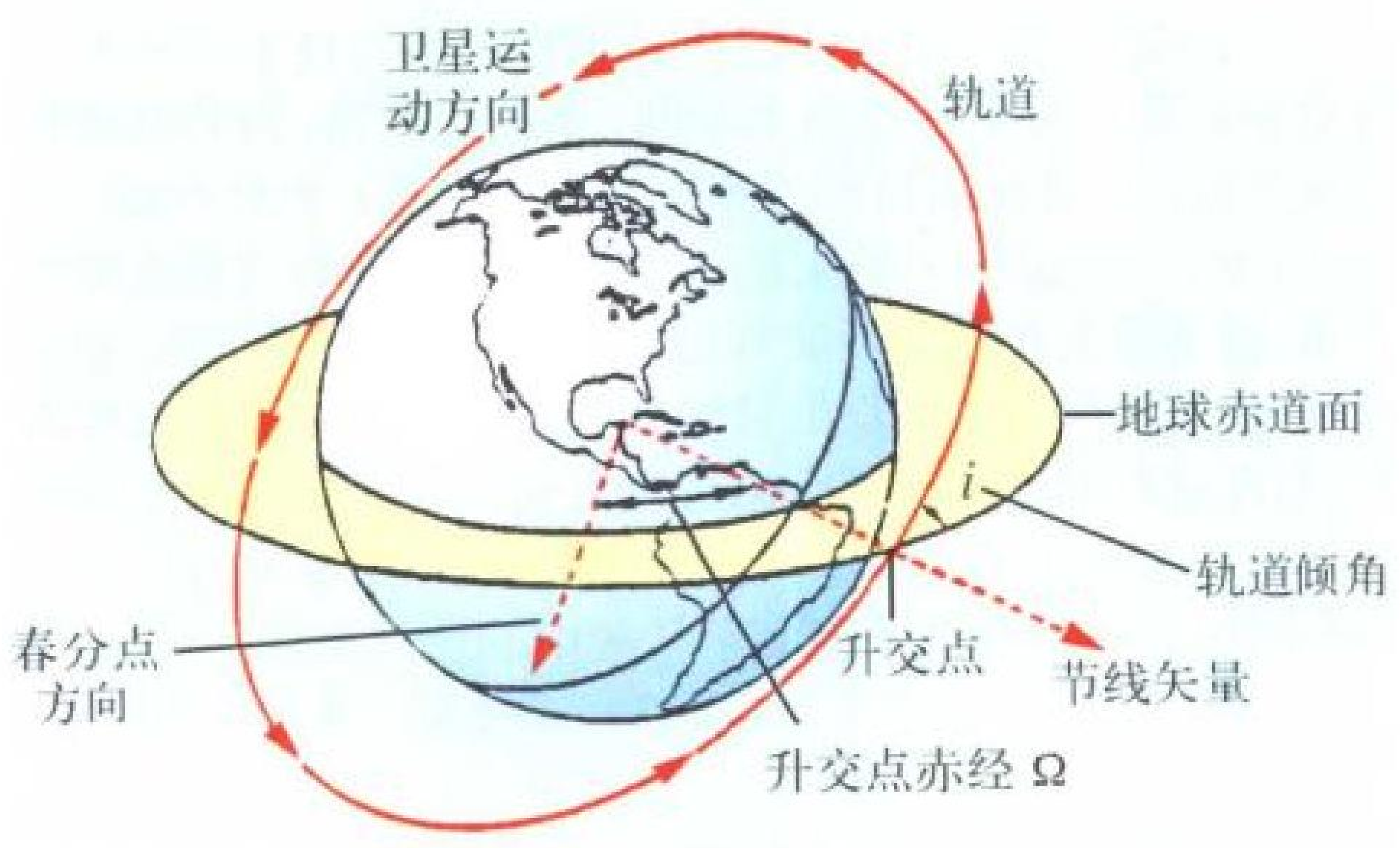
sheng jiang jiaodian

升(降)交点 ascending/descending node 航天器从南(北)向北(南)穿过赤道面的点。航天器轨道平面和地球赤道平面的交线是通过地心的直线，在天球上有两个交点，一个是升交点，另一个是降交点。如果将地球公转视为太阳绕地球运动，太阳运动的升交点为春分点，降交点为秋分点。确定航天器升交点的位置有两种方法。一是春分点和升交点对地心的张角，称为升交点赤经。另一种方法是格林尼治子午圈与赤道的交点和升交点对地心的张角，称为升交点地理经度。

（撰写：张云彤　审订：范秦鸿）

shengjiaodian chijing

升交点赤经 right ascension of ascending node 春分点和升交点对地心的张角(见图)。此角Ω在赤道面内度量，规定从北天极向南看，沿春分点逆时针方向为正，取值范围0°~360°。轨道平面与地球赤道面有两个交点，卫星从南半球穿至北半球的运行弧段称为升段，这时穿过赤道面的那一点为升交点；相反卫星从北半球到南半球的运行弧段称为降段，与赤道面的交点为降交点。假设航天器轨道是开普勒轨道，升交点赤经是常数。考虑地球扁率摄动，在轨道倾角小于90°时，升交点赤经随时间减少，表示轨道平面绕北天极按顺时针方向(向西)进动；倾角大于90°，升交点赤经增加，轨道平面向东进动。



以地球为中心的笛卡尔坐标系中示出的升交点赤经

（撰写：张云彤　审订：范秦鸿）

shenglishi fanhui

升力式返回 lifting return 又称滑翔式返回。升力式返回器从太空轨道返回地面并安全着陆的方式。其主要特点是返回器再入飞行过程中的升阻比≥0.7，并能控制升力大小和方向。它是技术难度最大、水平最先进的一种返回方式。升力式返回可分为两类：一类为不带翼面的升力体返回，如美国正在研制的X-38国际空间站应急救生飞船返回；另一类为带翼面的升力体返回，如航天飞机轨道器返回。参见返回器、返回方式、航天飞机返回、升力式再入。

（撰写：林试　审订：李大耀）

shenglishi zairu

升力式再入 lifting reentry 又称滑翔式再入。升阻比≥0.7的返回器在再入地球稠密大气层时产生升力并可控制升力大小和方向的再入。升力式再入应用于不带翼面的升力体和带翼面的升力体式返回器。前者是将返回器作成非轴对称外形，使其产生较大的升力，升阻比可达0.7~1.2；后者是将返回器做成有翼外形，其升阻比可达1.3~3.0，从而可以实现水平着陆。已研制成功的美国航天飞机轨道器属于有翼升力体式返回器。有翼升力体式返回器具有以下优点：(1)再入过载小。从环地轨道再入的典型有翼升力体式返回器的再入过载峰值只有2~2.5g,这就为航天员创造了更为良好的环境。(2)机动范围大。由于有翼升力体式返回器比半弹道式返回器有更大的升阻比和有更长的在稠密大气层内运动的时间，因此它具有更大的机动范围。典型的有翼升力体式返回器的机动范围可达1000多千米至数千千米。(3)着陆精度高。有翼升力体式返回器可以相当精确地控制再入段轨道和着陆段轨道，实现在跑道上水平着陆，从而为返回器的重复使用创造了条件。但有翼升力体式返回器技术复杂，成本昂贵。

（撰写：李颐黎　审订：李大耀）

shengyaji

升压机 voltage booster 又称直流升压机。将低压直流电源变换为高压直流电源的电动发电机组。它是众多二次电源供电系统中的一种，在采用低压直流电源系统的飞行器中给电子设备提供电源。整个系统由直流电动机、高压直流发电机和滤波器3部分组成。电动机和发电机采用同轴共壳体的安装结构，有的则做成单枢式，即电动机和发电机共用一个磁路，由同一激磁绕组激磁；两电枢绕组嵌入同一槽中，各绕组分别接到两端各自的换向器上。由于发电机电枢绕组匝数多于电动机电枢绕组匝数，因而可得到较高的电压。滤波器用于减小电磁干扰和输出电压脉动。

（撰写：赵颖　审订：李邦复）

shengchan dingxing shiyan

生产定型试验 production typification test 为航天型号生产定型而进行的试验。批生产厂按定型的图纸、技术文件和工艺文件试生产出的航天型号产品，通过生产定型试验来验证批生产厂生产合格航天型号产品的能力(主要指产品质量、质量保障体系等)。航天型号的生产定型试验分为飞行鉴定试验和地面鉴定试验。飞行鉴定试验考核产品完成飞行任务的功能和性能及对发射和飞行环境的适应性。生产定型试验一般应包括分系统级和单机级地面鉴定试验，按技术条件进行鉴定试验和交收试验合格后再参加型号级产品的飞行鉴定试验。航天型号批生产前一般均需要进行试生产和生产定型试验，以确保航天型号批生产的质量。生产批量较小的航天型号(如地地战略型号)，一般在原研制单位的工厂生产，其生产定型试验大部分可以结合各试验批产品研制生产过程中分系统级和单机级的鉴定、交付试验和型号定型试验一起完成。型号定型后部分生产工艺的调整变化在研制过程中考核不充分的需进行单项的生产验证试验。

（撰写：苏万丰　审订：杨德润）

shenghuocang

生活舱 habitation module 又称居住舱。载人航天器上供航天员生活起居的场所。对于单舱的载人航天器，常常分段、分区和分层布置仪器设备，有横向布局、纵向布局和纵向横向混合布局之分。多舱段的空间站可根据任务目标分成生活舱和工作舱。生活舱的仪器设备按功能可分为保健医药设备、卫生设备、食物供应和厨房设备以及生活和居住设备等。保健设备主要是针对超重和微重力给航天员带来的生理反应所采取的对抗措施，如在腿部造成负压以对抗微重力下血液上

移的负压装置等。医疗设备随乘员人数和在轨时间的增加而趋于复杂，短期飞行设有一个简单的救生包，而大型载人空间站必须具有急救病员的能力。医疗设备按功能可分为诊断监护、医务保障、制订对策和医务数据管理等类。卫生设备包括卫生间、淋浴设备和洗手设备等，卫生间应能容纳最大尺寸航天员在内大小便，能控制臭味和抑制偶然发生的臭味外溢现象等，并为乘员提供一个隐避而无干扰的处所。航天员食物不仅应满足营养和卫生要求，在形状、质量、体积、包装、储存和空间加工方法方面也要明确规范。安排规律的锻炼和生活是十分重要的。航天员休息、睡眠和娱乐是3项重要的生活内容。作息制度是保障航天员规律的生活和工作，减少生活和心理干扰的重要环节。航天员每天生活和工作的时间安排举例如下：用餐9%，睡眠33%，大小便1%，休息和娱乐8%，个人卫生3%，锻炼10%，内务1%，工作35%。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

shenghuo huanjing

生活环境　life environment　载人航天器舱内适于人生活的微重力环境。载人航天中航天员生活在一个密闭的特殊环境里，那里空间狭小，没有重力，还要承受短时间的超重环境。在这些特殊环境中生活，航天员的一举一动都要受到严格的约束。尽管舱内的生活设施齐全，但使用起来却极为不便。在超重环境中，航天员的体重要增加几倍到十几倍，必须严格定位在所谓的座椅里。生活空间过于狭小，尤其对长期在轨的乘员，会造成生理和心理障碍。人所要求的有效生活空间的尺寸随居住时间的延长而增加。航天员从1 g状态到0 g状态的改变，个人体重降低到原来体重的千分之一到百分之一，航天员的姿态、方位概念、行走、锻炼、书写和操作都与地面不同，生活上的方方面面无一不受到重力改变的影响。乘员在密闭舱内的运动是飘浮推离和抓捕的方式。舱内壁面上应尽量消除尖锐的突起物，避免航天员的飘浮动作造成自身伤害。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

shengming baozhang xitong

生命保障系统　life support system　在载人航天器中，为航天员提供氧、水和食物等生活物质，并控制舱内生活环境的全套设施和设备。生命保障系统由一组相互独立而又相互联系的分系统组成，系统的复杂程度取决于系统再生程度的高低。根据再生程度的差异，生命保障系统可分为5类：(1)开式系统，即航天员代谢产物全部放弃，不予回收的系统。(2)改进型生命保障系统，是在开式系统的基础上改进和提高的系统，如二氧化碳净化技术由消耗性的氢氧化锂吸收法改为分子筛吸附法，材料本身可以再生。(3)最低限度的闭式系统。此类系统在两个方面首先采用再生技术，除二氧化碳净化采用再生技术外，还回收冷凝水，并处理再生成为具有饮用水质标准的清洁水。(4)半闭式再生系统，使用物理—化学方法闭合氧、水两个回路。(5)闭式系统，即闭合氧、水和食物3个回路的系统。短期航天任务使用的生保系统结构简单，而长期飞行的系统十分复杂，所具有的功能已达到50多项，大部分功能相互关联而又各自独立。系统设计首先要建立质量与能量的平衡关系。以一个3人空间站为例，除需供应含水食物外，可以依赖各分系统协调运作而达到总的质量平衡。航天员每天饮用和食物制作用水21.6 kg，其中6.35 kg来自二氧化碳还原系统，15.25 kg来自冷凝水回收系统。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

shengming baozhang xitong de renji kongzhi

生命保障系统的人机控制　man-machine control for life support system　载人航天器的生命保障系统控制过程中的人机关系。长期空间飞行中，要求航天员有更充分的时间处理科学实验和其他更为重要的工作，因此必须采用高水平的监测控制和系统来实现系统和分系统的管理自动化。对系统的监测与控制包括：实时数据处理，故障容限的监视与控制，冗余管理，警告与报警，乘员健康监护和趋向分析，数据管理，在轨维修的保障等。监测与控制系统应能调节一个或多个过程，具有保持规定参数范围的功能性硬件和软件系统，具有控制开关过程以及可能存在的工作模式的硬件和软件系统。其主要功能包括：与过程中的敏感器件和驱动装置连接配套，工作模式转换，过程闭环控制，故障探测和误差自检等。它们通过电子信号调制网络把传感器与驱动装置相连接，并连接到计算机和各种物理系统。工作模式转换包括使分系统由当前工作模式转移到另一工作模式所需要的完备程序。控制系统保证给定参数维持在设定值。环境控制与生命保障系统的典型工作模式包括无动力输入状态、关机状态、正常运行、清理、准备、降格运行、再处理、部分干涸、核准、洗涤、干燥、回洗、舱外放气、非舱外放气、能量储存、舱外抛掷、舱体溅落、交会、停靠、舱外活动、乘员更换和应急状态等。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

shengming baozhang xitong guzhang zhenduan yu geli

生命保障系统故障诊断与隔离　life support system fault diagnosis and isolation　生命保障系统工作异常的探测、判断与排除。故障的诊断可分为五个层次：首先要避免故障的发生；其次是故障的隔离，其中包括系统隔离探测、在轨更换故障单元、更换部组件及插入仪器检查等；第三是故障预测，其中包括性能趋向分析、动态趋向分析及线性和非线性分析等；第四是故障矫正，可根据手册规定，插入卡片和磁带并根据仪器读数实施；第五是故障容限，包括自愈合和自适应性控制。故障探测是测定系统性能和部件故障的关键性步骤，其方法是比较传感器输出信号与预定的报警设定值之间的差值并进行判断，报警时自动关机。故障隔离是在系统水平、分系统水平或工作运转过程中，识别出出故障的在轨更换单元。故障预测是应用静态和动态性能趋向分析，预测未来可能发生的硬件故障。故障矫正是通过乘员指令使系统恢复或重新配置，从故障状态恢复到正常状态。故障容限指的是在没有人干预的情况下，系统容许发生的故障现象。故障容限下要考虑多冗余通道，以维持系统的功能状态。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

shengming baozhang xitong shiyan

生命保障系统试验　life support system test　在模拟的环境条件下，根据系统技术条件验证生命保障系统性能的试验活动。为保证载人航天预定任务的成功，在载人航天器的概念论证、设计、研制、试验和评价的各个阶段，都要进行各种技术试验。在制定总体研制计划时，需要通过试验评价生命保障系统各部分的技术成熟程度。在航天器计划实施过程中，评价生命保障系统的水平及性能，对载人航天器的顺利研制有重要意义。生命保障系统参数多，与其他分系统界面关系复杂，需要评价与数据管理等系统联合工作的协调状况。生命保障系统试验的目的是完善人机关系方面的设计要求，通过试验逐步满足航天员对生命保障系统操作上的适应能力，

提高诊断和排除生命保障系统故障的能力。通过试验，可暴露系统、分系统的缺陷和不足，为改进设计提供可靠的依据；可验证关键部件的使用寿命，评价其对在轨任务的影响；可取得自动工作的数据和经验；可验证再生式生命保障系统的补给周期与系统工作的一致性；可为评价生命保障系统在各阶段的技术发展提供技术支持；还可为并行研究课题的多学科评价提供条件，并为系统发展奠定基础。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

shengwu dantou

生物弹头　biological warhead　又称细菌弹头。装填细菌战剂战斗部的弹头。携带这种弹头的导弹飞行到预定地点时，弹头壳体打开，靠迎面气流或弹上的抛撒设备，使生物细菌战剂形成气溶胶态，随气流传播，能在大范围内起到杀伤作用。生物战剂也可由所装填的昆虫和啮齿类动物作为传染媒介物加以传播，引起人员和动植物大规模地感染各种疾病。杀伤人员的主要生物战剂有鼠疫杆菌、霍乱弧菌和斑疹伤寒菌等。生物弹头杀伤力较强，可使数千平方千米的面积受到细菌的侵害，用于有生力量集结的地域、水源源头和产粮区等。

（撰写：于德滨　审订：薛成位）

shengwu huojian

生物火箭　biorocket　用于进行生物学研究的火箭。生物火箭的任务是将实验生物及相关仪器设备送到高空，研究生物在火箭密封舱内对飞行的适应性及对飞行综合环境的承受能力，研究超重、失重、高空弹射和宇宙辐射等因素对生物机体主要生理功能的影响，为空间生物学研究和载人航天的生活舱和生命保障系统提供设计依据。生物火箭研制的关键是解决密封生物舱、生命保障系统和数据获取系统等工程技术问题。生物舱必须具备适于生物生存的环境条件，舱内压力为1个大气压（约0.1 MPa），温度15～25 ℃，氧气浓度、二氧化碳浓度及相对湿度接近地面大气水平。

（撰写：李大耀　吴宏斌　审订：魏其勇）

shengwu jielü

生物节律　biorhythm　生物体内某些功能活动周期性变化的节律。生物节律的构成包括两个重要方面：一是生物固有节律，即生物体本身具有的内在节律；二是生物节律受到自然界环境变化的影响而能与环境同步。生物节律按频率高低可分为超昼夜节律、昼夜节律和亚昼夜节律，其中昼夜节律是指有规律的昼夜间周期性变化活动，最为重要。航天中"昼夜"的概念和地面不一样。在近地轨道飞行中，载人航天器绕地球转16圈，在地球表面是一昼夜的时间，而航天器上则经历了16个"昼夜"。此外，航天器向阳侧光照夺目，如同"白昼"，背阳侧光线昏暗，犹如"夜晚"。初期航天实践中，由于没有很好地控制作息制度，使航天员生物节律受到扰动而产生不适应，影响最大的是睡眠，使睡眠时间和质量都有所下降。后来的航天活动中通过严格控制作息制度，改善了航天员的睡眠环境，使其睡眠时间和质量都得到保证。航天飞行对生物节律的具体影响尚在进一步研究中。

（撰写：蒋昌林　审订：魏金河）

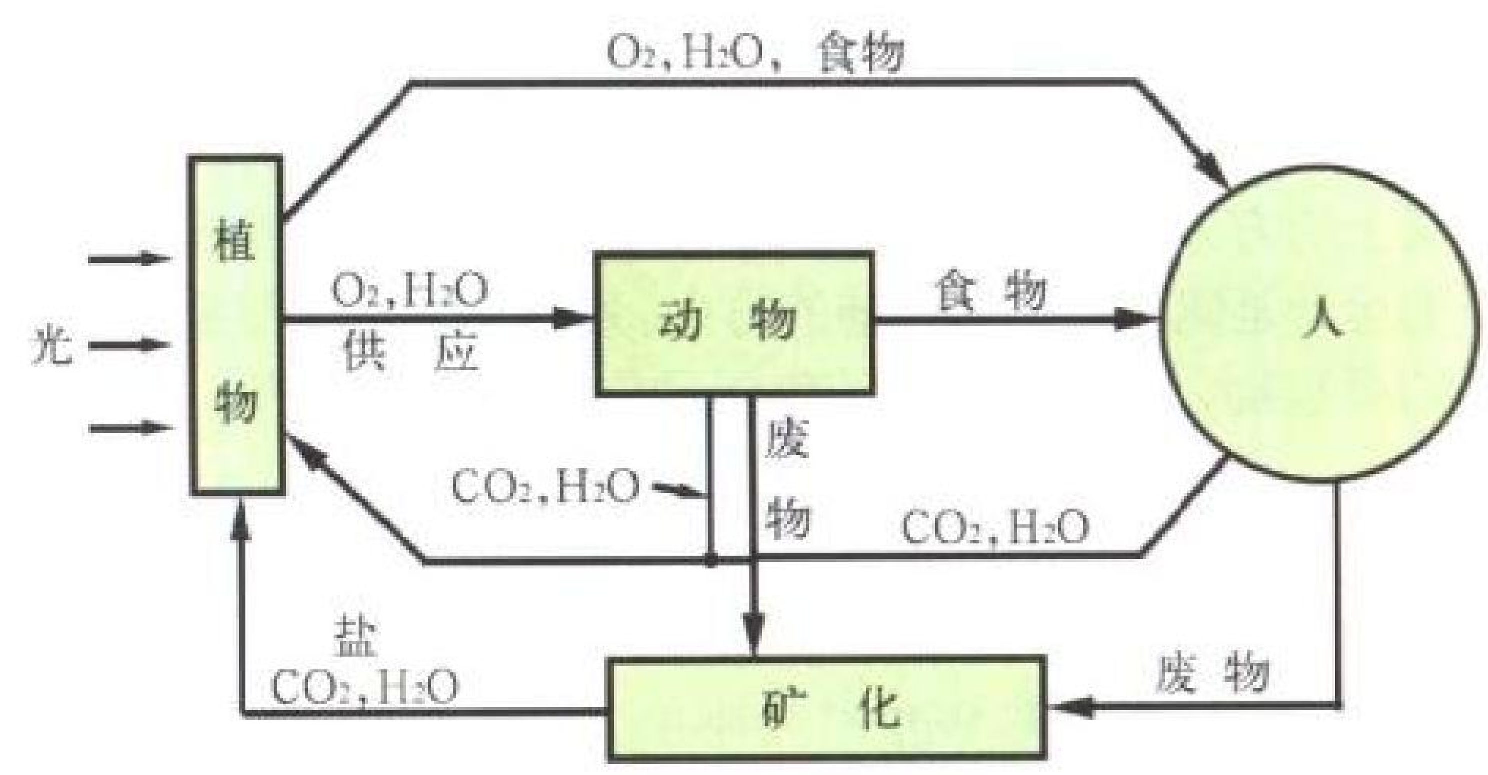
shengwu weixing

生物卫星　biosatellite　用于生物学实验和研究的人造地球卫星。它是一种返回式卫星，一般由服务舱和返回舱两部分组成。服务舱装有姿控系统、电源系统和其他保证卫星正常工作的设备；返回舱装有动物、植物等实验样品，在轨实验后返回地面，带回样品。返回舱相当于无人的空间生物实验室，可研究失重、超重、辐射和其他各种空间飞行环境对生物生长、发育、代谢、遗传等方面的影响和防护措施，揭示在地面条件下发现不了的生物学现象。生物卫星是研究空间生命科学的一种卫星，也是为载人航天飞行作准备的一种卫星。中国是继前苏联、美国之后第三个发射返回式卫星进行生物实验的国家，特别是带回的农作物种子，在地面种植后，取得了明显的效果。

（撰写：王修璧　王景泉　审订：张照炎）

shengwu zaisheng jishu

生物再生技术　biological regenerative technology　载人航天系统利用生物完成氧、水和食物三个回路闭合的技术。在有人参与的生物再生系统中，人和动、植物系统组成一个大系统，如图所示。系统中植物接受阳光把二氧化碳和其他营养成分合成为复杂的有机物，为人和动物提供食物。人和动物排出的废物则经氧化处理作为无机营养物质供给植物生长而形成闭环。此外，还有以微生物和微藻为基础的生物再生系统，前者利用光能使自养螺旋藻进行光合作用，从粪便、尿液和二氧化碳以及矿物质中提取营养，并从螺旋藻中回收可食用的生物量；后者利用光能使微藻进行光合作用，消除二氧化碳，并产生氧气和碳水化合物。以上这些技术都还处于发展中，尚未付诸实际应用。



生物生保系统

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

shengdiya guanxing dixing fuzhu daohang xitong

圣地亚惯性—地形辅助导航系统　Sandia inertial terrain-aided navigation (SITAN) system　通过一个扩展卡尔曼滤波器处理雷达高度表测量值，连续地估计未辅助惯性系统产生的航迹误差的导航系统。英文缩为写SITAN。SITAN系统使用由数字地图导出的斜率信息，来确定测量值与水平位置的灵敏度。每个测量值提供计算地形斜率方向的一维修正值。SITAN系统的工作方式分捕获工作方式和跟踪工作方式两种。捕获方式采用一组均匀地分布在初始不确定区域内的卡尔曼滤波器。这种捕获滤波器只包含位置状态，当其中一个滤波器满足一组捕获准则时，SITAN系统就自动转换到跟踪方式。在跟踪方式中，只采用一个卡尔曼滤波器，其输入状态参量为5～8种。运用合理性检验准则来检验滤波器残差，就可以确定SITAN系统是处于跟踪方式还是回到了捕获方式。SITAN系统的出现为巡航导弹提供了一种很有价值的导航系统。

（撰写：胡炜　审订：汪根生）

shixiao fenxi

失效分析 failure analysis 确定失效原因的诊断过程。它在各工业部门得到广泛应用，对集成电路行业尤为重要。在半导体行业内部，失效分析是大量诊断活动的代名词，经过这些诊断活动可找到失效部位，明确失效模式和失效机理，准确地判断失效的根本原因，从而提高产品的成品率、改善产品的质量和可靠性。所以失效分析是可靠性研究工作的重要方面，也是提高可靠性的重要方法和途径。从狭义的角度来说，失效分析是对一个完好的半导体器件部分或全部丧失规定的功能后(即失效后)的失效件进行分析的过程，对象主要有客户反馈的失效件或质量考核及工程评估中出现的失效件。从广义角度来说，失效分析包括多种诊断活动的范畴。例如，它包括工艺发展的支持、设计故障的排除和在芯片制造和组装过程中成品率的改善。分析诊断过程需要相关的工具和技术的支持，并且通常要按照一定的分析程序来进行。

(撰写：贾淑文 审订：白 丁)

shizhong

失重 weightlessness 物体所受的重力被与其方向相反的惯性力所抵消，物体重量呈现为零的状态。例如处在自由落体中的物体所呈现的受力状态就是一种失重状态。航天器在绕天然星体作圆轨道运动时，在其质心位置上重力和离心力相平衡，对参考系固定在质心上的观察者而言，此时航天器质心呈失重状态。事实上航天器内有各种各样的效应可引起小的类似重力的扰动，使得真实航天器内不可能出现真的零重力环境，而是微重力环境，但是对航天员的感觉来说好似无重力，故仍称之为失重。失重时的微重力环境为空间材料加工、空间生物研究、空间制药等实验或生产活动创造了很好的环境，是空间开发利用的重要条件。

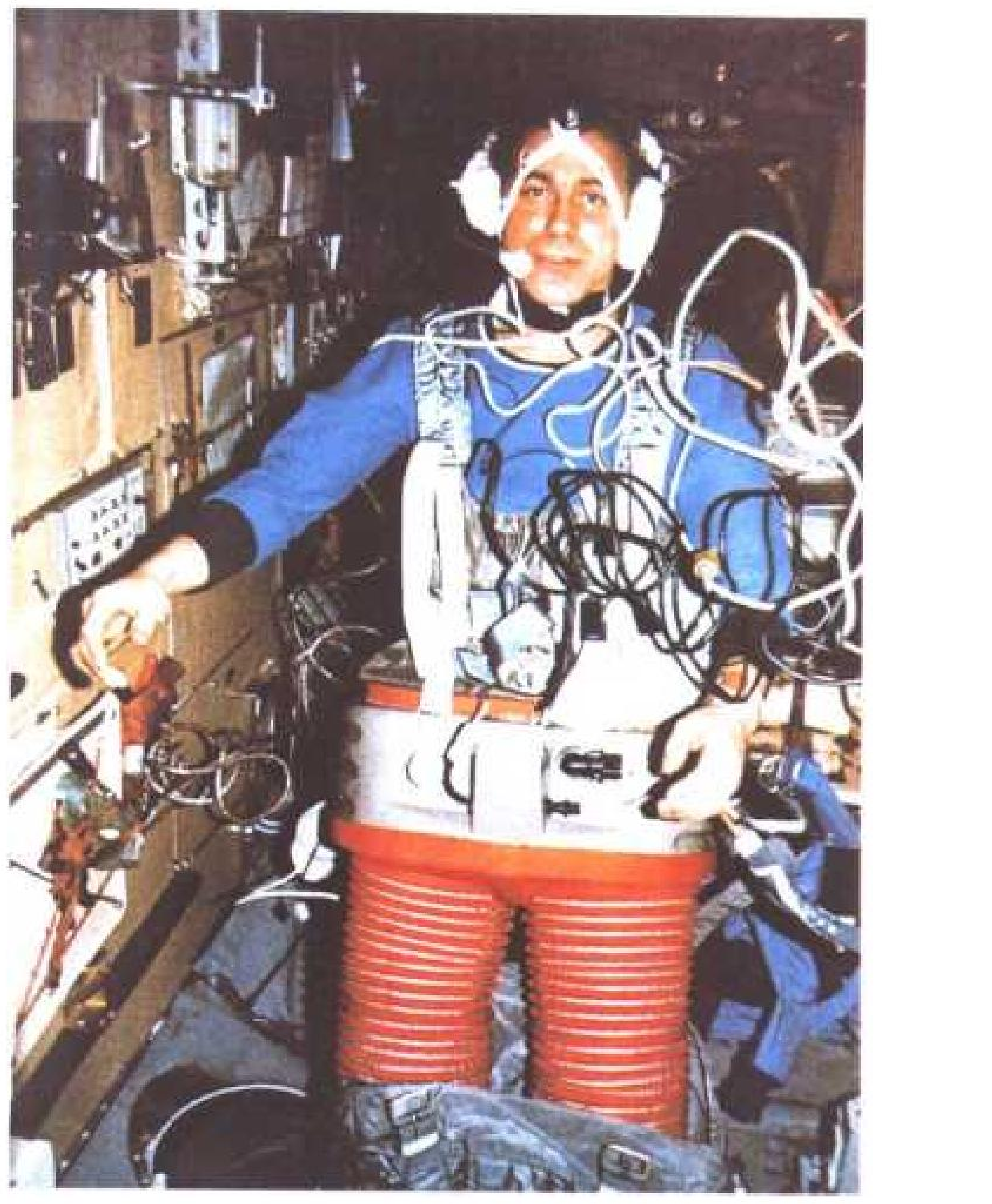


失重状态下的航天员

(撰写：古士芬 审订：都 亨)

shizhong duikang cuoshi

失重对抗措施 weightlessness countermeasure 失重飞行过程中用来抵消或减弱失重对机体不利影响的措施。目前常采用综合对抗措施，主要包括以下几个方面：(1)体育锻炼，常用自行车功量计、跑台、企鹅服、拉力器等。锻炼的目的是给骨骼肌肉和心血管系统增加适度的负荷，可以部分预防肌肉萎缩、骨骼脱钙，维持心血管系统的调节功能。(2)下体负压，包括下体负压装置和下体负压裤(见图)。通过下体负压可使血液向下身分布，模拟地面心血管系统的重力刺激状态。(3)抗超重服，返



航天员正在使用下体负压裤

回过程中及返回后通过下肢加压阻止体液在下肢潴留，保证回心血量。(4)返回前饮盐水，以补充体液的丢失量。(5)保证合理的营养和药物，针对航天中电解质、氨基酸等的丢失进行特别补充，如补钾等；针对航天中一些不良反应，如运动病反应等常采用一些药物进行对症治疗。最彻底的解决方法是人工重力，但由于技术和经济上的原因，目前还很难做到。

(撰写：蒋昌林 审订：魏金河)

shizhong moni

失重模拟 weightlessness simulation 在地面重力环境下进行的模拟失重生理效应的方法。在地球表面，重力的作用不可屏蔽，但可以借助一定手段模拟失重的生理效应。常见的方法有：(1)头低位卧床。常用 -6° 头低位卧床，受试者可沿 Z 轴翻转，在卧床试验中被试人员除下床大便外，其余活动均卧床进行。这是最常用的人体模拟失重方法。以前也用水平位卧床，但引起心血管失调效应不如头低位卧床显著。(2)浸水试验，即将身体全部或部分(露头)浸在水中。由于水的浮力作用、液压的改变及负压呼吸，受试者会产生快速体液转移。浸水试验因存在皮肤浸泡通常只作短时间试验。前苏联采用"干浸"方法，即在水槽上放置薄的弹性防水床单，人躺在床单上不与水直接接触，从而可延长模拟时间。(3)大鼠尾吊，即将大鼠尾部悬吊，前肢着地，后肢悬空，常采用 -30° 角度。这是最常用的动物模拟失重模型。(4)回转器，旋转轴垂直于重力方向并在生物体中心交叉。采用适当的速率旋转时，由于相对于生物体的加速度方向不断改变，重力对生物体的生理效应相互抵消，合效应为零。这种方法用来模拟失重对细胞、种子等慢生物过程的影响。 (撰写：蒋昌林 审订：魏金河)

shizhong shengli xiaoying

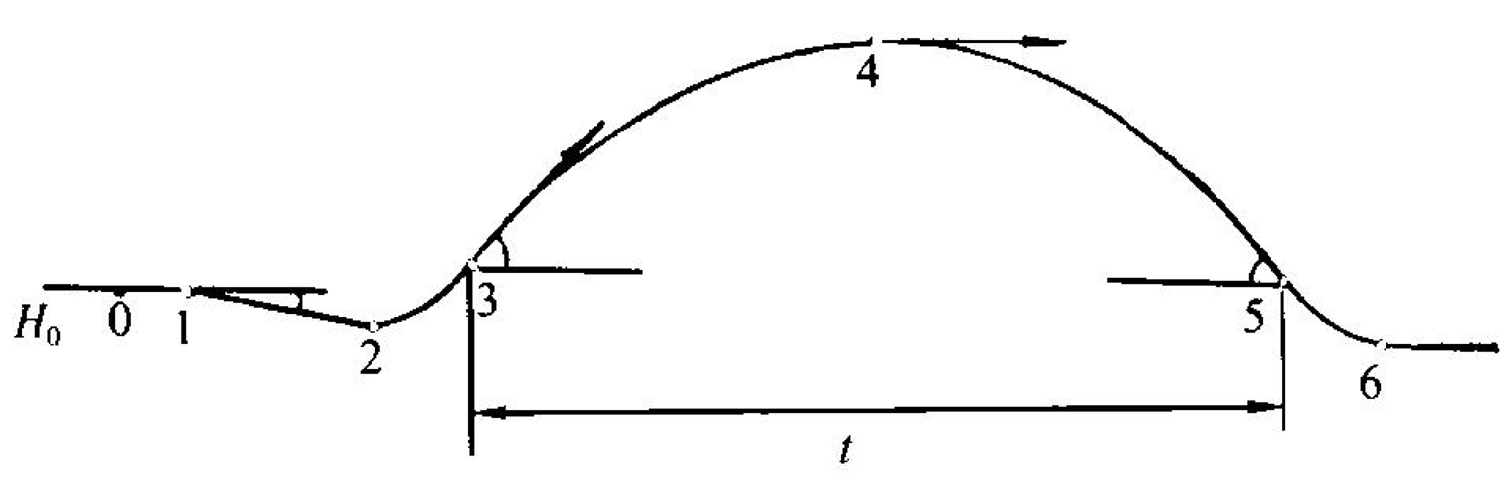
失重生理效应 physiological effect of weightlessness 失重对航天员机体的生理影响及机体的生理反应。这种效应本质上就是机体对失重环境的适应性变化。由于人体是一个开放的巨系统，这种适应性变化表现出一定的层次特征。整体与外界进行信息交换的活动是人体功能的最高层次。失重状态

下前庭系统的传入改变以及与姿势维持有关的肌肉张力改变而引起的本体感受器的传入变化，使中枢原有的感觉—运动模式受到冲击，空间定向和平衡控制出现困难及产生航天运动病，经过数天后通过形成新的感觉—运动模式完成适应。体液、心血管系统维持机体内环境的相对稳定。失重状态下体液头向转移，引起体液重分配和体液丢失；心血输出量减少，血管收缩减退及动脉压力调节反射机制脱锻炼，导致飞行后立位耐力降低；与体液丢失相适应，红细胞质量降低，以维持红细胞压积的恒定。经过数周，体液、心血管系统形成新的稳定状态。肌肉、骨骼属于低层次的系统。失重引起肌肉的废用性萎缩、骨骼矿物质成分的丢失和钙代谢改变，这种变化缓慢而持续，特别是骨骼的负钙平衡在长期航天中持续存在。此外失重还引起内分泌系统变化和免疫功能紊乱等。

（撰写：蒋昌林　审订：魏金河）

shizhong shiyan feiji

失重试验飞机 weightlessness test aircraft　一种利用作抛物线飞行产生短暂的失重环境（约几十秒）而进行失重效应研究和航天员选拔训练的试验飞机。这种飞行试验是目前在地面（近地空域）获得真实失重环境并且持续时间最长的最佳方法。失重飞机的飞行轨迹如下图所示。一次失重飞行指一次抛物线飞行，可分为6个阶段。飞机飞到适宜的高度 H_0 后进行0～1段平飞加速；1～2段为小角度俯冲阶段，到2点获得最大飞行速度 V_2；2～3段为过载拉起，以获得所需要的爬升角；从3开始飞机进入失重抛物线飞行，失重时间 t 可达15～60 s；5～6段为俯冲改出，至6点成平飞状态，本次失重飞行结束，可开始下一个抛物线飞行。飞机一个起落可进行多次抛物线失重飞行。由于在失重状态下燃油会在油箱中飘浮，引起燃油、滑油供应失常，且电瓶中电解液可能外流，所以一般的飞机必须经过专门的燃油系统、滑油系统和供电系统改装，还应加装三向加速度指示计、生理参数测量系统、摄像通话系统等。失重飞机一般由各种用途的飞机改装而成。国外普遍采用军用运输机改装，它有足够的强度和刚度应付急剧俯冲拉起的需要，也有足够宽敞的空间，供人员充分体验失重飘浮的感觉及安装摄像记录等设备。我国在20世纪70年代用国产TF-5型喷气歼击教练机改装成失重飞机获得了40 s的失重飞行时间。



失重试验飞机飞行示意图

（撰写：张福冬　审订：魏金河）

shizhong xingzou xunlian

失重行走训练 weightlessness walking training　在失重情况下，航天员进行的步态和姿态控制训练。空间失重状态下由于身体重量消失，会出现身体漂浮、姿态失衡和行走困难等现象，因此航天员在正式上天飞行前，需要在地面失重（失重飞机上）和模拟失重（中性水槽）环境下练习行走、身体平衡和动作协调等基本的载人航天飞行技能。



航天员在进行失重行走训练

（撰写：闫晓霞　审订：魏金河）

shiandingxing

湿安定性 humidity stability　固体推进剂在湿气作用下性能不超过允许变化范围的能力。一般来说，双基推进剂的湿安定性比复合固体推进剂的好。复合推进剂中含有大量的高氯酸铵作为氧化剂，而高氯酸铵易吸湿，会与粘合剂界面形成“软界面”或产生晶析。对于聚醚和聚酯聚氨酯推进剂，其粘合剂易于水解，产生断链，从而影响固体推进剂的力学性能和燃烧性能。鉴定固体推进剂的湿安定性，常用湿老化试验来评定力学性能和燃烧性能的变化。

（撰写：王树声　张小平　审订：李谨卫）

shidu kongzhi

湿度控制 humidity control　将乘员舱大气湿度控制于乘员的舒适水平。乘员舱大气中，航天员呼吸、蒸发和洗涤等会造成水蒸气增加，甚至达到饱和状态。在失重情况下，水蒸气可以在任何冷表面凝结成水珠，且随机存在于任何部位或飘浮在大气之中。早期的载人飞船，随处存在的冷凝水成为令人十分头疼的问题，“双子星座”飞船曾采用铺设吸水材料的办法简单处理。微重力下的湿度控制与地面条件的湿度控制相比有本质上的不同。微重力条件下，液膜的厚度逐步增加，破坏热传导；浮力消失，气泡在热表面形成而不离开，会大量积聚。空气中水蒸气的去除方法很多，但往往达不到满意的效果。早期的飞船中使用气体循环冷凝热交换器，带有水蒸气的循环空气流，通过热交换器降温，使水蒸气冷凝并收集在毛细吸水材料中，再采用定期抽吸的方法把冷凝水输送到废水储箱中。现代载人航天器使用一种带有孔板输出机构的冷凝热交换器，以5%通风气流把冷凝水引出排水细孔，再经动态水／气分离器把水和气体分开。新式的湿度控制装置除湿效果好，寿命长，循环空气阻力小。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

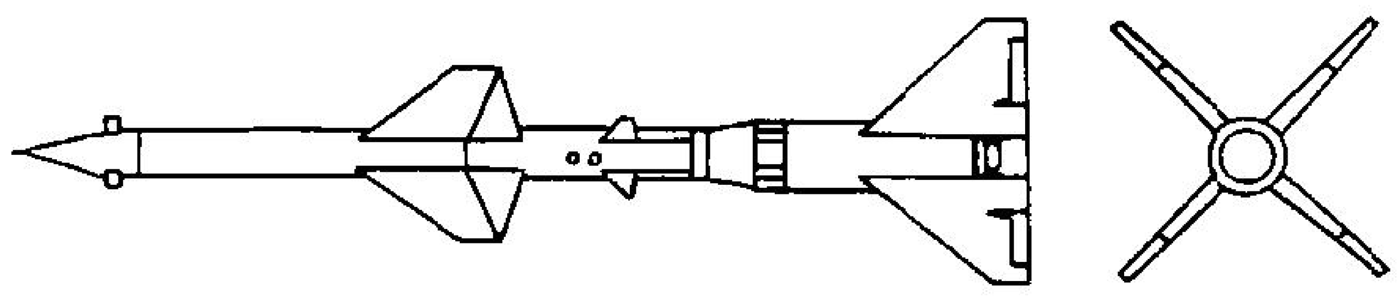
shire shiyan

湿热试验 humidity test　见综合卷。

shizixingyi buju

十字型翼布局 crossed wing configuration　弹翼和尾翼在弹

身上均呈十字交叉配置的气动布局形式。这种布局是导弹最常用的布局形式，其优点是在任何方向产生升力时都有快速的响应；俯仰与偏航特性相同，从而也使控制系统简化。弹翼与尾翼的搭配有“+ - +”型、“× - ×”型、“+ - ×”型和“× - +”型4种形式。实验资料和实践已经证明，弹翼与尾翼同方位布局形式具有良好的总体空气动力特性。这样的安排使导弹在大迎角和偏航角下可以得到稳定的平衡条件。虽然在小迎角下稳定性较差，但只需通过提高控制系统的增益，便可使该缺点得到补偿。相反，弹翼与尾翼交叉布局，则会产生不稳定或发散的条件。俄罗斯SA-2地空导弹和意大利的“阿斯派德”空空导弹就是十字型翼布局形式。



十字型翼布局导弹

（撰写：刘恒振　审订：宣　平）

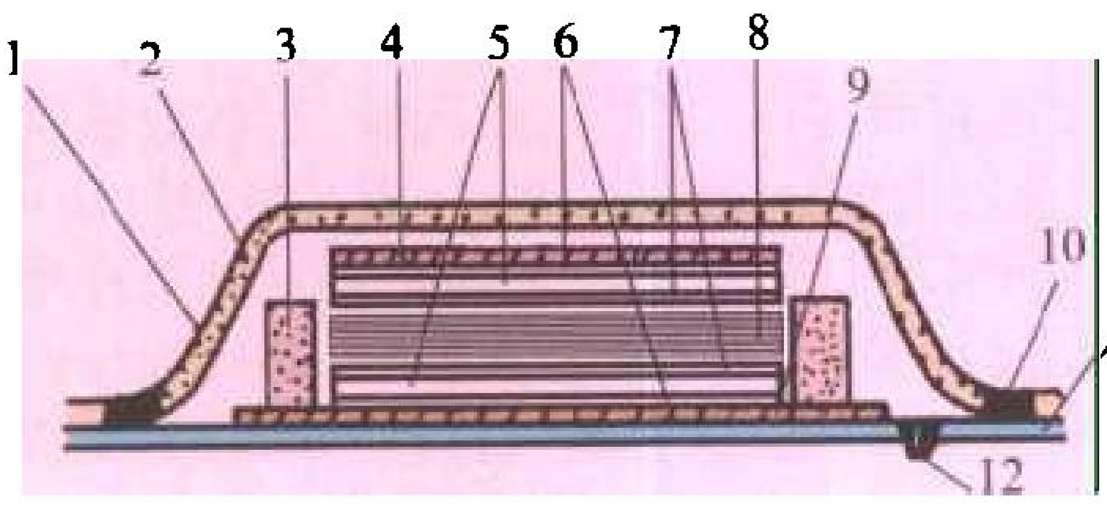
shimian fenquan cailiao

石棉酚醛材料　asbestos phenolic material　以石棉纤维增强酚醛树脂基体所制成的复合材料。石棉的化学名称为含水硅酸镁，复合水含量一般为12%～15%。石棉一般呈灰色，质地细软，密度为2.56 g/cm^3。石棉对树脂的浸润性好，有良好的充填模腔能力，所以特别适合于制造模压材料。石棉酚醛材料为早期烧蚀型防热材料。由于前苏联盛产优质石棉，价格低，工艺性能好，所以石棉酚醛材料在前苏联的宇航工业上应用较多。由于许多国家都不产优质石棉，且石棉酚醛材料密度又大，不适合用于缠绕成型工艺，加之石棉材料有致癌作用，目前在防热材料领域中大都已被玻璃酚醛材料所取代。

（撰写：罗永康　审订：胡连成）

shimo huanyang fuhe cailiao

石墨／环氧复合材料　graphite / epoxy composite　以石墨纤维及其制品为增强剂，以环氧树脂为基体的复合材料。石墨纤维亦称高模碳纤维，其含碳量达99%以上，具有层状六方晶格，质轻，拉伸模量高，耐热性高，线膨胀系数小，抗热冲击性好，抗燃性、导电性、耐化学性、水性、挠性及尺寸稳定性良好。石墨／环氧复合材料具有高比强度和高比刚度，主要用于航空航天承力结构，如机翼、副翼、尾翼、喷管、发动机壳体和卫星承力筒等高比刚度、微小热变形构件，也可用于医疗器械、汽车和体育用品等领域。石墨／环氧复合材料主要采用接触成型（手糊）、缠绕成层并低压（袋压、热压罐）成型及层压和模压成型等工艺方法来加工制造。



石墨／环氧复合材料热压罐成型结构示意图

1—真空袋；2—透气材料；3—周边挡板；4—上模板；5—吸胶材料；6—无孔隔离布；7—有孔隔离布；8—叠层板；9—下模板；10—密封胶条；11—载物台；12—抽气口

（撰写：仝爱莲　审订：韩鸿硕）

shiying boli

石英玻璃　quartz glass　由二氧化硅单一成分组成的玻璃。可用水晶、硅石、硅化物为原料，采用高温熔化或化学气相沉积（CVD）法制成。石英玻璃可分为透明和不透明两大类，前者具有优良的透光性，透过率达92%，并具有良好的耐酸性；后者由于含有大量小气泡造成光散射，因而不透明，呈乳白色。石英玻璃可制成管、棒、板、块和纤维，也可加工成各种形状的仪器、器皿或棱镜、透镜等光学零件。掺入少量杂质的石英玻璃可制成特殊性能的新材料，如超低膨胀荧光石英玻璃等。石英玻璃耐高温，抗热振性好，化学稳定性和电绝缘性很好，并能透过紫外和红外线，广泛用于半导体、电光源、光纤通信、激光技术、光学仪器、实验室仪器、化工、电工、冶金、建材等行业及国防科技领域。

（撰写：仝爱莲　审订：韩鸿硕）

shiying fenquan cailiao

石英酚醛材料　quartz fiber-reinforced phenolic resin matrix composite　以酚醛树脂体系为基体的石英纤维增强复合材料。这种材料防热、耐热性能优异。由含高纯度二氧化硅的天然石英晶体制成的石英纤维，其二氧化硅含量高达99.9%以上，密度2.2 g/cm^3，拉伸强度高达7 GPa，拉伸模量约7 GPa。由于纯度高，其耐热、隔热、耐腐蚀和电绝缘性能都比高硅氧酚醛材料和普通玻璃酚醛材料优异得多，因而石英酚醛材料可作为焓值和热流更高部位的防热材料，如中程导弹的端头体和方向舵等防热部件。不同的增强方式，如石英乱纤维、石英布或石英纤维编织物，适于采用模压、层压或RTM（树脂转移模压成型工艺）等工艺方法制成各种防热、耐热制品。

（撰写：黎　义　审订：胡连成）

shijian ceju daohang dingwei

时间测距导航定位　time ranging navigation and positioning　利用无线电传播延迟的时间来测量两点之间距离的导航定位方法。测距系统的发射机发射一个设计适当的测距信号，接收机则接收并恢复被噪声干扰和延迟了的测距信号，并从中提取发射信号与接收信号之间的相对时延，从而可确定目标与发射机之间的距离。目前应用最多的连续波测距信号是侧音和伪码（PN）或是二者的结合。纯侧音系统的分辨率高、捕获时间短，当存在带限噪声时，随机误差优于PN码。采用PN码测距保密性强，抗干扰性强，允许几个信号占用同一频带，而且容易实现长周期，避免距离模糊。综合两者特点而出现的用高侧音保证距离精度，用PN码解距离模糊的音码混合体制，其时间测距的精度一般在1～10 m。对多个信号源或者对单个信号源进行顺序观测，就可以确定用户到信号源的距离差，从而进行导航定位。目前应用最广泛的是利用伪码测距确定传播时间延迟，如GPS和“全球导航卫星系统”（GLONASS）。微波统一测控系统采用了音码混合体制。

（撰写：郭建宁　审订：范士明）

shijian fenbianlü

时间分辨率　time resolution　脉冲雷达能够分辨出两个分立的目标回波的最小时间间隔。脉冲雷达是通过测定目标回波相对于探测脉冲的时间延迟 t 来确定目标的距离 r 的，即

$$t=\frac{2r}{c}$$

式中 c 是光速，约为 3×10^8 m/s。可见，1 μs时间延迟约对

S

应150 m距离，因此，时间分辨率通常称为距离分辨率。脉冲雷达的时间分辨率由发射脉冲的宽度决定(如果采用脉冲压缩技术，当然还决定于压缩比的数值)。对海雷达的分辨率，常常是由雷达照射路径的长度与海浪波长的比值决定的。当前者大于或等于后者时为低分辨率；反之为高分辨率。有时为了分析方便，用雷达照射单元波瓣宽度θ(以度为单位)与脉冲宽度τ(以微秒为单位)的乘积来判断。当$\tau\theta\geqslant 1$时为低分辨率雷达；当$\tau\theta\leqslant 0.1$时为高分辨率雷达；当$0.1<\tau\theta<1$时为中分辨率雷达。通常掠海飞行的反舰导弹的雷达导引头的波瓣宽度大于2°，所以可以认为$\tau\geqslant 0.2$ μs时为低时间分辨率；当$\tau\leqslant 0.05$ μs时为高时间分辨率；当0.05 μs$<\tau<0.2$ μs时为中时间分辨率。一般掠海飞行的反舰导弹的雷达导引头的脉冲宽度为0.5 μs左右，波瓣宽度为5°左右，都是低分辨率雷达。这样分辨率的雷达导引头虽然尚可应用，但目标数稍多时显然就会发生错乱，因而必须根据战场使用时的目标密集程度，提出分辨率的适度要求。另外，分辨率的高低也影响目标及其背景的反射特性，例如海浪杂波的统计特性就随着分辨率的高低而不同。分辨率的过高要求除了带来技术上的复杂外，还将使搜索目标的时间加长。 （撰写：殷善贤　审订：任子西）

shijian kongjian jizhun

时间空间基准 time space basis 作为在轨航天器各种仪器、设备工作的起算标准的时间信号。航天器入轨后的飞行程序、飞行状态控制以及航天器对地观测的数据获取和处理等，均有一个严格统一的时间基准要求。航天器的返回程序和控制等，也必须有一个时间基准。为产生这个基准信号，航天器上通常由高稳定的振荡器来提供标准频率。对于时间基准要求不高的航天器时间单元，用一般的晶体振荡器就可以实现，长期频率稳定度在$1\times10^{-9}\sim1\times10^{-10}$/d之间。对时间基准和时间同步要求较高的航天器时间单元，目前均采用铷钟(铷原子振荡器)。铷钟利用铷原子超精细结构的基态能超级跃迁频率去锁定石英晶体振荡器，从而输出稳定的标准频率。输出频率一般为10 MHz，频率准确度为5×10^{-11}左右，频率漂移率为$3\times10^{-11}\sim5\times10^{-11}$/s，长期稳定度为$5\times10^{-12}\sim3\times10^{-12}$/d。铷原子钟单元可作为航天器定时、导航、通信和航天器上设备的时间空间频率基准，在定位卫星、通信卫星和军事侦察卫星上有着广泛的用途。美国的GPS就采用了高稳定的铷钟，其频率稳定度为1×10^{-12}/d，是典型的时间空间基准发生装置。组网工作的星座每一颗星都有一个时间空间基准，作为星座时间同步的一种技术途径。 （撰写：吴开林　审订：覃正熙）

shijian lingmindu kongzhi

时间灵敏度控制 sensitivity control by time 雷达接收机增益随目标距离变化的一种程控技术。它用于防止近距离信号使接收机过载。雷达接收的目标反射信号功率与目标至雷达站距离的四次方成反比。为了发现远距离的目标，接收机有较大的增益，即较高的灵敏度。如果增益恒定，近距离目标的反射信号会使接收机过载，因此雷达在发射脉冲的同时要产生一个随时间变化的控制信号去改变中频放大器或高频放大器的增益，也可以控制衰减量，使接收机的总增益随时间变化。例如，反舰导弹的弹载末制导雷达逐渐逼进目标时，接收机输入的目标回波越来越强，在时间灵敏度控制下，随着时间的增加增益逐渐减小，控制结果使接收机输出的目标回波信号强度与目标距离基本无关。

（撰写：袁德谦　审订：毕正良）

shijian pinlü tongyi xitong

时间频率统一系统 timing system 即时间统一系统。见时间统一系统。

shijian tongbu

时间同步 time synchronism 不同区域的用户通过时间比对把时刻调整到所要求的准确度之内的过程。在航天系统中，时间同步的目的是为航天器和地面系统之间的协调工作提供时间基准和时间同步信号，以保证统一的时间准确度和时间测量精度。时间同步包含时间比对和时间间隔的同步及调整。实现时间同步有多种方法。传统方法是利用高频广播、甚低频广播和电视广播的时间信号以及可搬运的时钟进行时间比对。新方法是利用全球定位系统的时间信号进行时间同步。不同的方法达到的时间同步精度可从毫秒级至纳秒级不等。航天系统的工作对时间同步的要求很高，为此，在航天飞行器内常装有高频率稳定度的石英钟或原子钟，而地面系统则有以太阳运动为基准的世界时基准(UT)和以原子跃迁为基准的原子时基准(AT)。两者之间按一定的技术要求进行星地时间比对，实现星地时间同步。

（撰写：刘辰华　审订：姜林山）

shijian tongbu xinxi

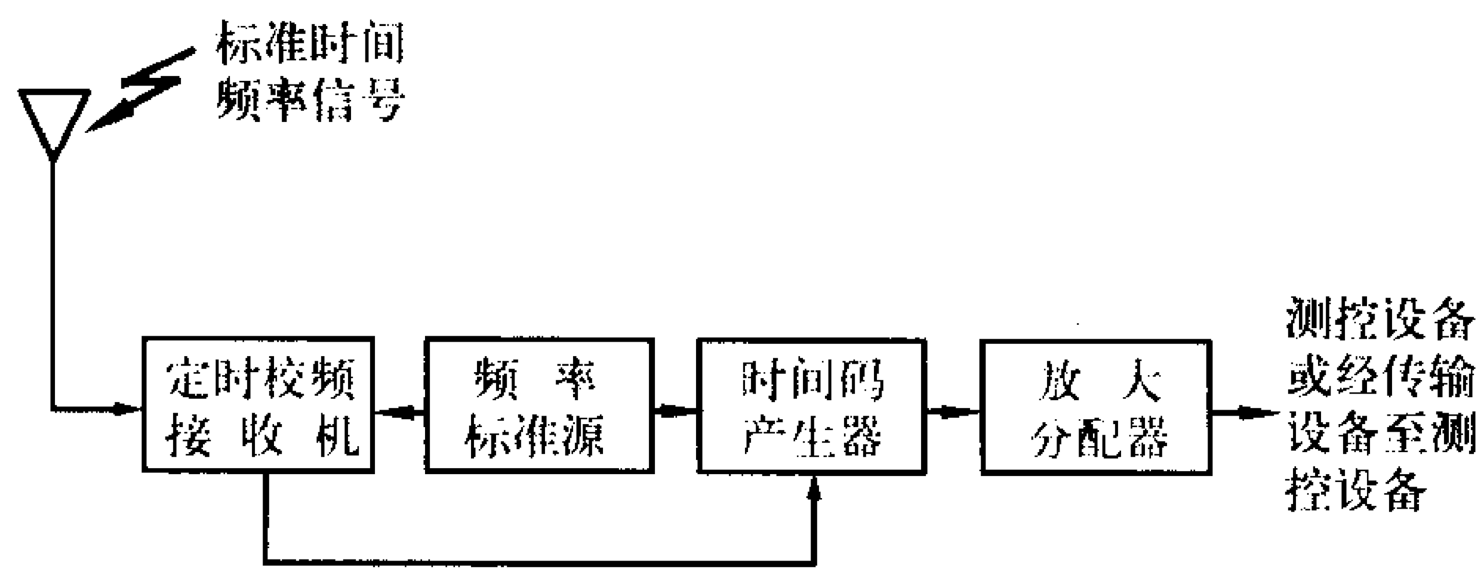
时间同步信息 time-synchronous information 为使航天器和地面测控系统、数据接收系统的设备同步工作，利用无线电技术提供的标准时间基准。随着航天技术的发展，航天器正在从过去的单独工作模式向多个航天器组网工作模式发展，例如美国的“白云”系列海洋监视卫星采用了1颗主星和3颗副星的组网工作模式，由4颗卫星同时接收地面(海上)的各种电磁波，用时差法确定信号源的位置。这种类型的航天器工作模式必须有一个时间同步信号，对接收到的信号源进行处理和定位。地面测控系统和数据接收系统采用无线电方式授时，不断进行比对，使地面系统的设备工作同步进行。为获得时间同步信息，可以充分利用GPS时间空间基准资源。单站单星测时法利用一台GPS接收机和已知坐标的观测站进行，测时精度约为40 ns(绝对时间)。还可用共视法，利用多个地面观测站的GPS接收机，同时接收一颗GPS卫星的信号，由此可以确定几个观测站之间的时间差值，达到比对的目的，从而可以提供各种设备工作时的时间同步信息。

（撰写：吴开林　审订：覃正熙）

shijian tongyi xitong

时间统一系统 timing system 简称时统。为测控系统提供标准时间信号和标准频率信号的整套电子设备。测控系统在对航天器、战略导弹、常规武器和运载火箭等进行测量和控制时，时统使整个测控系统在统一的时间尺度下工作。常用的时间尺度有两类：一类是以航天器、运载火箭或导弹发射时刻作为起点的相对时间尺度；一类是绝对时间尺度，常用的是协调世界时(UTC)。协调世界时的时间尺度单位是原子时的秒长，时间间隔极为均匀和准确，其时刻与世界时的时刻相差不大于0.9s。测控系统根据不同的测控精度和不同的测控体制，一般要求测控站间时间同步精度从毫秒量级到10 ns量级不等，频率同步精度从10^{-7}量级到10^{-12}量级不等。测控站的时间统一系统由定时校频接收机、频率标准源、时间码产生器和放大分配器等设备组成(见图)。(1)定时校频接收机接收本国或外国播发的标准时间信号和标准频

率信号来同步本地的时间和频率。传播标准信号的常用信道有有线、短波、长波、电视和卫星等。(2) 频率标准源产生高准确度和高稳定度的标准频率信号，它使一定的时间频率同步精度得以保持，其输出信号作为时间码产生器的信号源及作为标准频率信号提供给多普勒测速等测控设备。常用的频率标准源有石英晶体振荡器、铷原子频率标准、铯原子频率标准和氢原子频率标准。(3) 时间码产生器具有使本地时间和标准时间保持一定同步精度的功能，并完成时间码信号的编码。最常用的信号是与标准时间同步的每秒一帧的时间码。(4) 放大分配器将时间码信号放大、分路和匹配后，用电缆直接送至用户或经有线或无线电收发设备传送到较远距离的用户。时间统一系统的发展趋势是采用更高精度的时间频率同步手段，如采用导航卫星定时和光纤等传输信道实现纳秒或亚纳秒量级的时间同步；采用新型原子频率标准以提高保持时间频率同步精度的能力。



时间统一系统原理框图

（撰写：童宝润　审订：吴继生）

shishi caozuo xitong

实时操作系统　real-time operating system (RTOS)　见电子卷。

shishi guanji

实时关机　real-time shutdown　主动制导弹道导弹和运载火箭在执行飞行任务期间，在按照预定轨道或者目标预测结果而设定的关机参照点进行的关机。关机是指计算机发出指令，使产生推力的发动机有序地关闭的过程。计算机一般要根据敏感器件的测量参数进行严格的关机方程实时计算，在给定的关机"窗口"下，即在方程参数满足某种特定条件时给出关机指令。例如，可以依导弹或火箭的速度为条件进行关机，也可以按射程为条件进行关机。多级火箭或导弹需发出多次实时关机信号才能实现实时关机。

（撰写：于伦正　审订：吴继全）

shishi jisuan

实时计算　real-time computing　在与实时控制系统相关的应用领域中，计算机参与执行的那些严格的与时间有关的参数计算。实时控制系统是指处理具有严格时间响应限制的联机外部过程的系统。对应于系统某一持续过程中的一组特定输入激励参数，在系统未发生有意义的变化时，就给出计算反应，或者在一定时间要求下，系统作出相应的响应，这种系统称为实时系统。响应对激励的时间滞后称为响应时间或反应时间。基于计算机的快速性，一般实时系统中都会有计算机参与实时计算并实现实时控制。为了满足计算的实时性，有时要配备实时操作系统以支持计算任务的实时调度。为了满足实时性要求，要视事件响应的快慢和紧急程度安排中断或响应的优先级。例如，在导弹的飞行控制中，要将导弹的飞行姿态、推力等参数实时地采样到计算机中，并把计算结果转换为控制信号，这一过程即为典型的实时计算和实时控制过程。实时计算周期根据任务精度要求、事件响应时间要求和计算机的计算速度合理折衷后来选择，例如，小型固体导弹为 5 ms，大型运载工具为 20 ms 等。

（撰写：于伦正　审订：陈作人）

shishi lianlu

实时链路　real-time link　卫星通信信息的产生及其传送同时进行，除传播距离及媒体（包括设备、电路、导线、空气、土壤、水及自由空间等）所造成的固有时延外，不再引入别的时延（如存储／转发时延等），信息传送线路各环节同时运行的链路。在卫星通信中，要构成实时链路，要求链路的各个环节不间断工作。这对于环节少的线路，如单跳线路（只有一颗卫星和两个地球站）来说，比较简单，容易做到。但对于双跳或三跳线路，由于卫星和地球站的数量都增加了 1～2 倍，出现故障的概率也会相应增加。要保障线路的实时而不中断地工作，要求设备具有高的可靠性。目前，元器件和设备的可靠性都已较高，工作寿命也大大提高，通信卫星的寿命已由原来的 3～5 年普遍提高到了 15～20 年。

（撰写：邝振勋　审订：郑松辉）

shishi neihe

实时内核　real-time kernel　对特定的输入具有快速反应能力，足以控制发出实时信号的内核。内核是操作系统中的基本功能部分，是最靠近硬件的第一层软件。它的基本功能是合理地控制和分配计算机的资源，为外层应用软件的运行提供支持。内核通常包括进程管理与调度、进程通信管理、存贮管理、中断处理、时钟管理、外部设备驱动等。实时内核可使计算机能及时响应外部事件的请求，在规定的时间限制内完成对该事件的处理，并控制所有的实时设备和实时任务协调一致地执行。实时内核通常应用于嵌入式自动控制系统，可供导弹等武器系统和运载火箭的控制系统使用。

（撰写：乔永强　审订：蒋轩祥）

shiyong zaihe

使用载荷　working load　正常使用状态下，在导弹／航天器或其部件上可能承受的最大载荷。在计算导弹／航天器及其部件的结构强度、刚度和结构稳定性之前，必须计算出发射、飞行、级间分离、再入、着落、运输、起吊和贮存等各种状态中受载严重情况下的使用载荷。在使用载荷作用下，导弹／航天器及其部件不允许产生任何妨碍正常工作的结构变形。

（撰写：严孝安　审订：王心清）

shijie kongjianzhou

世界空间周　World Space Week　从 2000 年开始，每年 10 月 4 日至 10 日在世界范围内举行的有关航天方面庆祝活动的周。在 1999 年 7 月召开的联合国第三次外层空间（太空）会议上，与会国家考虑到 1957 年 10 月 4 日人类第一颗人造地球卫星进入太空，由此开创了人类探索太空的新纪元和 1967 年 10 月 10 日第一项有关外层空间的条约（参见《外空条约》）生效，为人类开展和平利用太空的活动奠定了法律基础，一致建议将每年的 10 月 4 日至 10 日作为"世界空间周"，定期举行庆祝活动。联合国第 54 届大会于 1999 年 12 月核准了上述建议，将每年 10 月 4 日至 10 日定为"世界空间周"，以庆祝航天科技为改善人类生存条件以及对提高人类生活水平作出的贡献。

2000年10月4日至10日，联合国和包括中国在内的世界各国采取多种方式庆祝了世界上第一个空间周。

（撰写：宣 才 审订：李大耀）

shijian qudong ceshi fangfa

事件驱动测试方法 event-driven testing method 利用事件驱动构成测试序列的方法。传统的测试仪是用周期和格式来构成测试序列，即在测试周期中套用各种格式并辅之以测试向量构成测试序列。而事件驱动的概念与设计结合得更加紧密，用事件来表示信号的变化。一个事件中包含两个信息，例如D1@20 ns，其中第一个信息是D1，表明信号值变为1；第二个信息是20 ns，表明信号变化是在20 ns处；综合信息是信号在20 ns处跳变为1。多个事件的组合构成信号波形。这种方法使设计的仿真波形构成测试序列的过程变得更加容易。

（撰写：林建京 审订：高保嘉）

shiyandan

试验弹 experimental missile 在导弹研制过程中用于各种试验的样弹。按照导弹研制程序，要在不同研制阶段根据试验目的的不同制造不同状态的试验弹。随着研制工程的进展，试验弹的技术状态通常由简单到复杂，从结构外形到内部设备，逐步增加，直至完备的导弹。例如，在飞航导弹研制中，试验弹通常分为初样、试样和正样几个阶段。在初样阶段，主要有静力试验弹、吹风试验弹和协调模样弹。在试样（工程研制）阶段，通常有助推弹、自控弹和自导弹。按照有无战斗部和遥测设备，又分为战斗弹、惰性弹和遥测弹。在正样（设计定型）阶段，主要有定型试验弹，还有考验不同环境适应性的各种环境试验弹。在批生产过程中，还有抽检试验弹和操作训练弹等。尽管各种类型和不同型号的导弹在研制与生产过程中需要的试验弹数量和技术状态不尽相同，但都具有共同点：对于每枚试验弹，首先要根据试验目的确定全弹技术状态，然后分解设计，经过试制、总装测试和必要的地面试验，确认符合技术状态和试验要求后交付飞行试验。随着仿真技术和计算机技术的快速发展，有些导弹的试验弹数量可逐步减少，主要用于获取数据、校验仿真模型及在接近实战条件下对整个武器系统的检验。

（撰写：刘建同 审订：朱 坤）

shiyanshi yunshu zhendong shiyan

试验室运输振动试验 transport vibration test in laboratory 在试验室内用运输模拟台或振动台进行的等效模拟运输环境条件下的试验，用于检验产品机械损伤和试验后工作性能。试验室运输振动试验要先测出实际运输环境的振动谱，利用损伤等效原理换算成室内试验谱，使运输振动试验的考核相当于实际运输试验的考核。

（撰写：丁恕海 审订：王文忠）

shiyang jieduan

试样阶段 flight test model phase 在初样研制的基础上完善设计，并按飞行试验大纲完成研制性飞行试验，全面鉴定产品的设计和工艺的阶段。试样阶段的任务是进行试样产品的研制和试验，全面考核工程研制阶段的设计和工艺，检验型号总体方案的正确性和各系统工作的协调性、可靠性和各项技术指标等，为型号定型提供技术依据。试样研制的主要工作包括编制型号试样研制程序；进行试样设计，形成全套试样设计文件；提出精度分析报告；提出试样技术状态表，编制计划和实物配套表；提出飞行试验大纲；编制试验所用各类文件；提出鉴定性试验大纲；编制各项试验结果分析报告；编制设计、工艺和可靠性评估报告；编制试样研制报告；提出定型质量和标准化要求；提出型号定型技术状态；进行试样技术文件归档。试样设计阶段完成后，进行试样飞行试验，全面鉴定产品的设计和工艺，全面考核产品性能、可靠性和系统的协调性。试样试验一般包括单机、部组件和分系统试验，综合与匹配试验，环境试验与运输试验，飞行试验。

（撰写：杨丽萍 审订：朱维增）

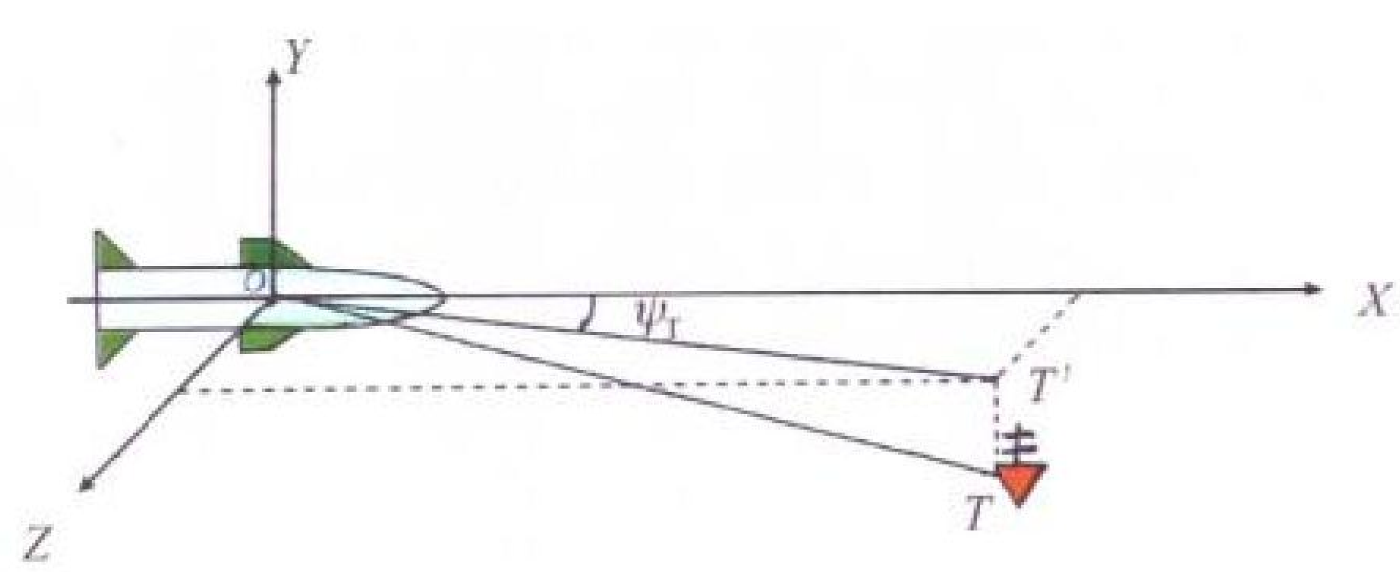
shichang

视场 field of view (FOV) 航天遥感器对地面或天体目标进行观测时的几何成像范围。对于不同的遥感器，视场有不同的表示方法：(1) 光学遥感器光学系统的入瞳中心与入射窗边缘连线所构成的立体角；(2) 光机扫描式遥感器的有效扫描角的宽度；(3) 扫描式微波辐射计对应于最大扫描范围的横向扫描角宽度；(4) 合成孔径雷达、雷达散射计和雷达高度计等微波遥感器的天线主波束宽度。视场与航天遥感器的成像幅宽有直接对应的关系。对下视成像遥感器而言，航天器与成像目标之间的距离乘以用弧度表示的视场，就近似等于成像幅宽。遥感器的视场与遥感数据的生成速率成正比。在遥感数据率固定的条件下，遥感器的视场与遥感器的分辨率有近似的反比关系。因此，航天遥感器的分辨率、视场和遥感数据率的总体参数选择是与遥感应用密切相关的总体优化过程。

（撰写：姜林山 审订：常际军）

shixianjiao

视线角 line-of-sight angle 又称目标瞄准角。目标视线与参考基准线的夹角。它用于研究导弹与目标之间的相对运动，选择导弹的导引规律和导引弹道。目标视线角通常用目标视线在所研究的弹体坐标平面上的投影与OX轴的夹角来描述，如图所示。目标视线OT在OXZ平面上的投影OT'与OX轴的夹角ψ_T，即为OXZ平面中的目标视线角或目标瞄准角。



目标视线角示意图

（撰写：殷善贤 审订：任子西）

shixian jiaosudu

视线角速度 line-of-sight angular velocity 视线与参考基准线夹角的变化率。导弹和目标的连线称视线。视线与参考基准线的夹角称为视线角。逆时针转向视线角为正，反之为负。若采用导弹的体轴作为基准线，导引头的旋转中心为基准点，则视线角速度表示为

$$\dot{q}=\frac{1}{r}(V\sin\eta-V_M\sin\eta_M)$$

式中 r为导弹与目标连线的长度；V为导弹速度；V_M为目标速度；η为导弹速度方向与视线的夹角；η_M为目标速度方向与视线

的夹角。（撰写：成楚之　审订：金玉华）

shouming chuqi gonglü

寿命初期功率　power at begin of life　在轨航天器寿命初期电源系统的输出功率。对太阳电池阵来说是指AM0（即空气质量为零、太阳光强为1353 W/m²）条件下太阳电池在其轨道工作温度条件下最佳工作点的输出功率。轨道不同、类型不同的太阳电池组成的太阳电池阵，其工作温度差别很大，如地球静止轨道航天器，其太阳电池阵如果为单结的砷化镓太阳电池阵，工作温度可能高达75 ℃，硅太阳电池阵的工作温度可能在46～50 ℃之间。太阳电池的输出电流和电压都是温度的函数，太阳电池阵的工作温度越高，输出功率越少。太阳电池阵输出功率在地面以标准测试条件测试（AM0，25 ℃），然后外推到空间环境条件下估算其在轨输出功率。

（撰写：陈小宽　审订：褚桂柏）

shouming moqi gonglü

寿命末期功率　power at end of life　在轨航天器寿命末期电源系统的输出功率。在轨道工作环境影响下，太阳电池阵的输出功率随着寿命时间的推移而下降，使其寿命末期的输出功率低于初期的输出功率。粒子辐射是引起太阳电池阵输出衰减的主要原因，其他还有紫外辐射、冷热交变和微流星等因素。航天器在轨道上运行，由于受到各种高能粒子、太阳耀斑质子等粒子的轰击，会对太阳电池产生损伤，使其输出电流、电压和功率下降。太阳电池阵寿命长短、所运行的轨道高度和倾角不同，粒子辐射剂量也不同，对太阳电池的损伤程度也不一样。太阳的紫外线会使粘结玻璃盖片的胶变暗，因而使阳光透过率降低，影响太阳电池的输出功率。另外，频繁进出地影引起的冷热交变对在低轨道上工作的太阳电池阵输出功率也会有微弱的影响。严重的微流星袭击也可能对输出功率造成损失。由于上述因素的影响，太阳电池阵在轨道寿命初期和末期输出功率变化很大。一般寿命末期的输出功率为寿命初期输出功率的70%～90%。

（撰写：陈小宽　审订：褚桂柏）

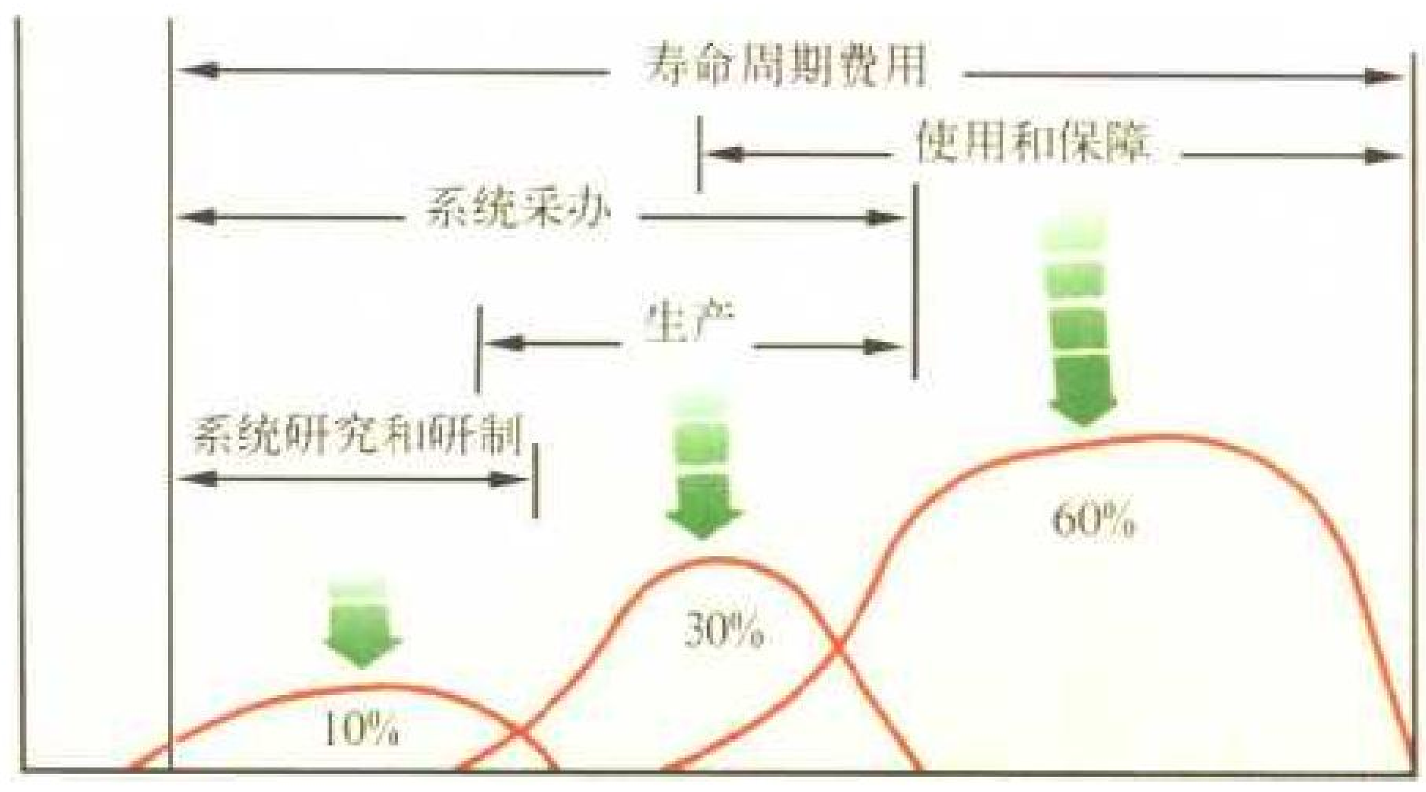
shouming zhouqi

寿命周期　life cycle　武器装备从研制到退役的全过程的生存期限。寿命周期一般包括武器装备的研制、生产和采购、使用与保障、退役等阶段。研制阶段的主要工作包括武器装备论证和方案研究、设计与试制、试验与鉴定等。生产和采购阶段的主要工作包括武器装备的生产、主要装备购置、辅助装备购置、安装调试、初始人员培训和初始部署保障等。使用与保障阶段的主要工作包括武器装备的使用、贮存、维修、保养和技术改造等。退役阶段的主要工作包括武器装备的退役和处置。确定武器装备寿命周期的目的是为了估算武器装备在寿命周期内所需的直接、间接、重复性、一次性的费用，进而实行寿命周期费用分析，以使武器装备费用—效能最优化，即在装备寿命周期内，在等费用的准则下，使武器装备方案的效能最大；或者在等效能的准则下，使武器装备方案的费用达到最小。寿命周期是武器装备论证、研制、生产、使用、维修和退役的重要决策依据。

（撰写：郑岩盈　审订：周东生）

shouming zhouqi feiyong

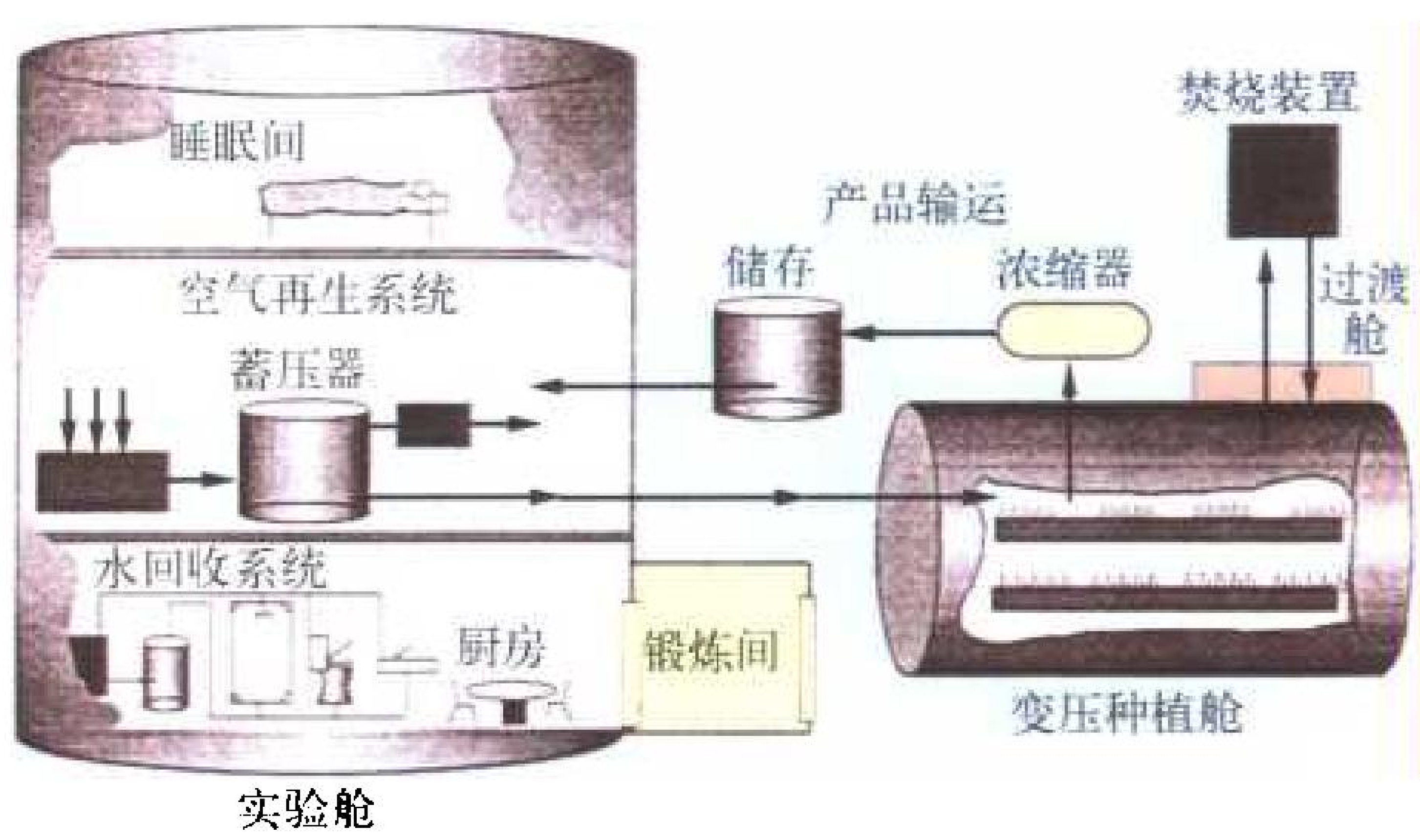
寿命周期费用　life cycle cost (LCC)　见综合卷。



寿命周期费用的典型分布

shoukong shengtai shengbao xitong

受控生态生保系统　controlled ecological life support system　闭合氧、水和食物三个循环回路的生物生命保障系统。最简单的生态系统具有三步过程：第一步，植物接受辐射能转变二氧化碳和其他营养成分，合成有机物；第二步，植物以食物的形式被人和动物食用；第三步，人和动物的排泄物被氧化为无机营养成分供给植物生长而形成闭环（见图）。有人参与的系统中，人是系统的消费者，植物为人提供食物。人的代谢过程是把食物的一部分氧化为二氧化碳和水，另一部分作为废物排出体外。受控生态生命保障系统的功能为制造氧气，控制二氧化碳并使它还原，污染气体净除，舱内总压和氧分压的控制，湿度调节，固体废物处理，食物供应等。系统稳定连续地供给氧、水和食物，维持人和动物的生存，并保持一个平衡的空间生态系统。



受控生态生保系统示意图

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

shoushi jingdu

授时精度　timing accuracy　由短波、长波、广播电视插入标准时间频率信号授时以及卫星授时所能达到的准确程度。通常短波发播信号的精度如下：(1) 载波准确度优于5×10^{-11}；(2) 协调世界时发播时刻准确度优于100 μs；(3) 世界时与我国综合时号改正数值预报值的误差小于0.3 ms。长波的发播精度一般优于8×10^{-13}，而协调世界时时刻控制精度优于56 ns。在系统授时性能上，地波信号定时精度为0.7 μs、天波信号定时精度白天为1.2 μs，夜间为2.8 μs。广播电视插入标准时间频率信号在当地电视台播送时、当时刻准确度对传播不加修正时，在全国各地优于15 ms；而加修正后相对于中央台的不确定性优于10 μs。罗兰－C授时利用地波时，扣除传播时间，同步精度可达1～2 μs，利

用天波可达10 μs左右。“全球定位系统”(GPS)的授时精度可以小于1 μs，专用的GPS授时设备精度可达10 ns量级。
（撰写：郭建宁　审订：姜　昌）

shuchu duogongqi

输出多工器　output multiplexer　将多个通道的窄带信号合成为宽带信号并以一个公共端口输出的部件。在通信转发器中，输出多工器位于中功率或大功率放大器或输出切换器的后面，它把放大后的各通道信号重新合并在一起，滤除信号谐波和杂波后，送到天线馈源。输出多工器的作用与输入多工器相反，它处在功率放大器及输出切换器之后，造成了它的设计方法与输入多工器大不一样。首先，它对插入损耗的要求很高，不能像输入多工器那样采用环行器的方式，而必须应用多通道合成技术在低耗传输线上加以合成。同时要以插入损耗小、幅频响应和群时延特性波动小为目标，结合质量小、体积小的要求，在通道滤波器的传递函数、谐振腔的材料和个数以及工作模式等方面进行全面的考虑，优化设计。其次，对通带内抛物线形的群时延特性不能外加均衡器，以免加大插入损耗。另外，必须注意散热、电子二次倍增效应和无源互调等问题。特别是对大功率输出多工器，更应该在设计中加以重视，并在生产、调试、试验等过程中，严格执行有关规范。根据多个窄带信号通道间的频率间隔，输出多工器又可分为输出邻接多工器和输出非邻接多工器。
（撰写：吴须大　审订：谢　军）

shuchu qiehuanqi

输出切换器　output switching network　位于转发器系统功率放大器和输出多工器之间，进行输出信号通道和设备主、备份切换的开关环路网络。在同轴系统中常采用同轴T型机械开关来设计，但一般功率容量为25 W左右。在波导系统中采用波导R型开关。为了使转发器系统结构紧凑和优化性能，有时把输出切换器和输出多工器合在一起进行整体结构设计。在转发器系统具有几个输出多工器的情况下，复杂的互连切换器还可以进行全球波束、半球波束、区域波束和点波束等多种波束之间的切换。
（撰写：吴须大　审订：谢　军）

S

shuru duogongqi

输入多工器　input multiplexer　将转发器分系统的宽带信号分离成多个窄带信号，实现卫星通信通道化的部件。输入多工器由具有特定频率特性的通道滤波器和环行器组成，一般位于宽带接收机和输入切换器或功率放大器之间。由于环行器是宽带器件，输入多工器的电性能主要取决于通道滤波器的设计。输入多工器的主要电性能参数有带内幅频特性、群时延特性、带外衰减特性以及输入、输出驻波比。这些参数与通道滤波器的阶数、腔体的无载Q值有关，还取决于该滤波器的传递函数在复频率平面上的虚轴零点、实轴零点的个数和位置。由于这些零点的性质、个数和位置的不同，导致了输入多工器中通道滤波器的三种设计方案：线性相位通道滤波器、不加群时延均衡器的自均衡类椭圆函数通道滤波器和加群时延均衡器的椭圆函数或类椭圆函数通道滤波器。这三种设计方案各有其特点，根据具体要求加以选择。输入多工器除电性能的要求以外，还要求体积小、质量小及温度和力学特性好，目前常采用薄壁殷钢谐振腔或陶瓷介质谐振器来制造。　（撰写：吴须大　审订：谢　军）

shuru qiehuanqi

输入切换器　input switching network　位于转发器系统输入多工器和功率放大器之间，进行输入信号通道和设备主、备份切换的开关环路网络。它通常用于同频率通道之间的切换，也用于切换信号处理（包括变频、解调、基带处理、调制等）通道。从构成原理上分类，开关环路网络可分为静态的和动态的两种。静态的开关环路网络一般由同轴接口或波导接口的各种机械式开关组成。对于通信卫星，常采用多个T型机械开关来设计。动态的开关环路网络一般由电子开关组成，常应用于多波束通信卫星，在多种服务业务和波束之间进行高效率的迅速切换。在研制动态开关环路网络中，双栅场效应管由于切换速度快、插入增益高及隔离度大等优点，逐步替换PIN二极管和单栅场效应管等器件。输入切换器的主要性能参数有插入损耗、隔离度、开关时间、功率容量、驱动电压、驱动电流和驱动指令的脉冲宽度等。
（撰写：吴须大　审订：谢　军）

shudianliu

束电流　beam current　离子发动机工作时喷射的离子束电流。离子发动机推力F与束电流I_b成正比

$$F = K I_b \sqrt{\frac{2m}{e}\,V_b}$$

式中　V_b为离子束电压；m为推进剂原子质量；e为电子电荷量；K为束发散和双电荷离子引起的推力损失因子。束电流根据推进剂种类、推力指标和束电压等因素确定。它与推进剂种类、放电室结构、栅极结构和工作参数等有关。根据大量实验数据拟合，从双栅极每对孔引出的离子束电流i_b可用下式表示

$$i_b = p\left(\frac{d_s}{l}\right)^2 V_t^{\frac{3}{2}}$$

式中　V_t为离子引出电压，等于离子束电压与加速栅极电压绝对值之和；d_s为屏栅极孔径；l为离子加速距离；p为双栅极每对孔的归一化导流系数。　（撰写：黄良甫　审订：胡永年）

shudianya

束电压　beam voltage　在离子发动机工作中，为加速喷射推进剂离子所加的电压。离子发动机推力F和比冲I_s都与束电压V_b的平方根成正比

$$F = K I_b \sqrt{\frac{2m}{e}\,V_b}$$

$$I_s = K\frac{\eta_p}{g}\sqrt{\frac{2e}{m}\,V_b}$$

式中　I_b为束电流；m为推进剂原子质量；e为电子电荷量；η_p为推进剂利用率；K为束发散和双电荷离子引起的推力损失因子；g为标准重力加速度。束电压根据推进剂种类、推力和比冲指标及推进剂利用率等因素确定，是屏栅极电压、阴极电压、阳极离子鞘电位和中和器耦合电压之和。通常后三项数值远小于屏栅极电压，故束电压常被近似为屏栅极电压。
（撰写：黄良甫　审订：胡永年）

shuzhiji fangre cailiao

树脂基防热材料　resin matrix thermal protective material　以树脂为基体的烧蚀防热复合材料。这种材料多用于一次性使用的再入飞行器（包括弹头、返回式卫星和飞船等），使其免遭气动加热引起的结构烧毁或损坏，也可用于固体火箭发动机喷

管。其防热原理是材料吸热后发生相变，靠相变物质的质量流失带走热量。它的优点是比热容大，热导率低，兼有隔热功能，有效烧蚀热较高；缺点是应用范围有局限性，气动外形变化较大。树脂基防热材料主要包括玻璃／酚醛、高硅氧／酚醛、碳／酚醛、高硅氧／聚四氟乙烯和以多种树脂为基体的低密度烧蚀材料。其中，前二者属于碳化／熔化型烧蚀材料，适用于中等焓值和中等热流的工作环境，可用于中程导弹弹头和中等推力的固体火箭发动机喷管；碳／酚醛属于碳化—升华型烧蚀材料，适用于较高焓值和较高热流的工作环境，可用于远程导弹弹头和高性能固体火箭发动机喷管；高硅氧／聚四氟乙烯属于升华—熔化型烧蚀材料，也是介电防热材料，可用于中近程导弹弹头天线窗口；低密度烧蚀材料同时利用树脂基体的烧蚀防热性能和填料的隔热性能，适用于高焓和低热流的工作环境，可用于长时间再入的航天器。

（撰写：韩鸿硕　审订：王晓峨）

shuju chuli xitong

数据处理系统　data processing system　汇集外测、遥测数据，并对其进行加工和处理的系统。数据处理系统由计算机和通用、专用外部设备、应用软件及其辅助设备组成，它承担着实时和事后数据处理任务。实时数据处理是由数据处理系统对实时接收的外测、遥测数据进行的加工处理，其任务是为指控中心提供监视显示信息，并为测量系统提供实时引导信息。事后数据处理是飞行试验后在数据处理系统上重放记录在胶片、磁带或磁盘上的外、遥测数据，应用精细的方法和公式，对各种系统误差进行修正，对随机误差进行压缩，精确地计算出弹道数据，为分析和评定导弹技术性能和精度提供依据。

（撰写：刘利生　审订：黄学德）

shuju chuanshulü

数据传输率　data transfer rate　单位时间内通过信道传输数据的数量。在数据传输系统中，携带数据信息的信号单元称为码元，因此在数字信道中码元传输速率等于数据传输率，也称为波特传输率。如果传输的数据是二进制的，则数据传输率就等于信道的比特传输率，单位为比特每秒(bit/s)。在信道中传输的数据速率范围很宽，以比特率计算，低的为几比特每秒，高的达到几百兆比特每秒，甚至吉比特每秒。通过提高信道带宽，采用高速编译码和调制解调技术以及满足相应的信噪比要求，可以提高数据传输率。

（撰写：陈豪　审订：谢军）

shuju zhuangding

数据装定　data loading　在执行特定任务前，对系统计算机初始参数数据或程序数据进行加载的过程。一般指对武器系统、实时控制系统、过程控制系统、航天器系统中执行关键控制计算任务的计算机的初始化或者更改执行程序或数据的过程。关键的武器系统的数据装定，可能涉及的装定数据就是打击敌方的目标数据，此时的数据装定必然和数据的安全性密码相关。数据装定过程是把存有被装定数据的介质（如软磁盘、光盘、硬盘或固态盘）中的数据信息加载到目标计算机中的专门存储区内的过程。武器系统数据装定一般在系统启动时进行。机动武器系统的数据装定是实时进行的，而地面站对卫星的数据装定或注入有时是周期性的，或者根据故障处理和恢复机制而随机进行。

（撰写：于伦正　审订：吴继全）

shuxue fangzhen

数学仿真　mathematical simulation　见综合卷。

shuzi boshu xingcheng jieshouji xitong

数字波束形成接收机系统　digital beamforming receiver system　适合于数字波束形成技术使用的接收机系统。数字波束形成技术与传统的天线波束在微波频率形成的技术不同，它是将接收的多通道高频信息经下变频变为数字信号后在数字域内加权形成波束。数字波束形成的特点是需要多通道接收机，又可分为非子阵式和子阵式接收机系统，非子阵式接收机系统一路接收机对应一个天线单元，子阵式接收机系统一路接收机对应多个天线单元（一个子阵）。

（撰写：谢良贵　审订：秦忠宇）

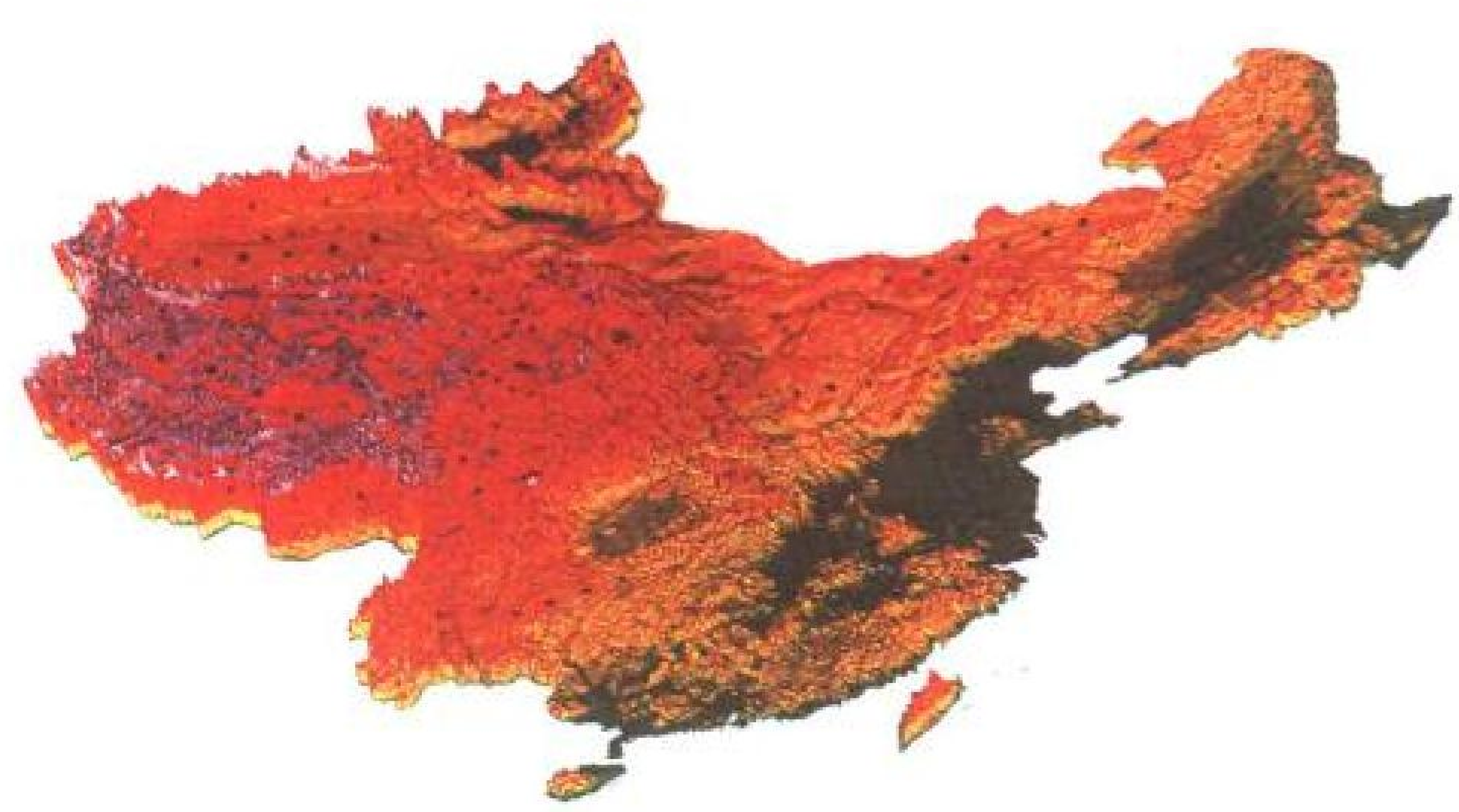
shuzi boshu xingcheng tianxian

数字波束形成天线　digital beamforming antenna　适合于数字波束形成技术使用的天线系统。数字波束形成技术与传统的天线波束在微波频率形成的技术上不同，它是将接收的多通道高频信息经下变频转换为数字信号后在数字域内加权形成波束。数字波束形成技术的特点是需要多通道接收单元，因此，数字波束形成天线是阵列天线系统，它又可分为非子阵式和子阵式天线系统。非子阵式天线系统是一个天线单元只对应一路接收机，波束形成全部在数字域内完成。子阵式天线系统是一路接收机对应着多个天线单元（一个子阵），通过控制子阵内单元的相移和幅度以及在数字域内通过控制子阵的相移和幅度来形成所需波束。

（撰写：谢良贵　审订：秦忠宇）

shuzi diqiu

数字地球　digital earth　一个以地理坐标为依据的，具有高分辨率的，由海量数据组成的虚拟地球。它是对真实地球及其相关现象统一的数字化的认识，以因特网为支撑，以空间数据为基础，以虚拟技术为特征，是具有三维界面和多种浏览器的面向公众的开放系统。它是描述整个地球上各类信息的时间序列与空间分布的统一框架。空间科学技术与信息科学技术的飞速发展，为数字地球的建设提供了充分的技术条件。数字地球的概念是由美国副总统戈尔于1998年1月首次提出的，其核心内容包括：(1) 与基础地理数据获取有关的“地球观测系统”(EOS) 和“全球定位系统”(GPS)；(2) 与用户使用和交流有关的高速网络（宽带网）和浏览界面；(3) 与信息分析处理有关的高性能计算环境（计算机软硬件，包括重要的虚拟现实技术）；(4) 作为信息基础的全球高分



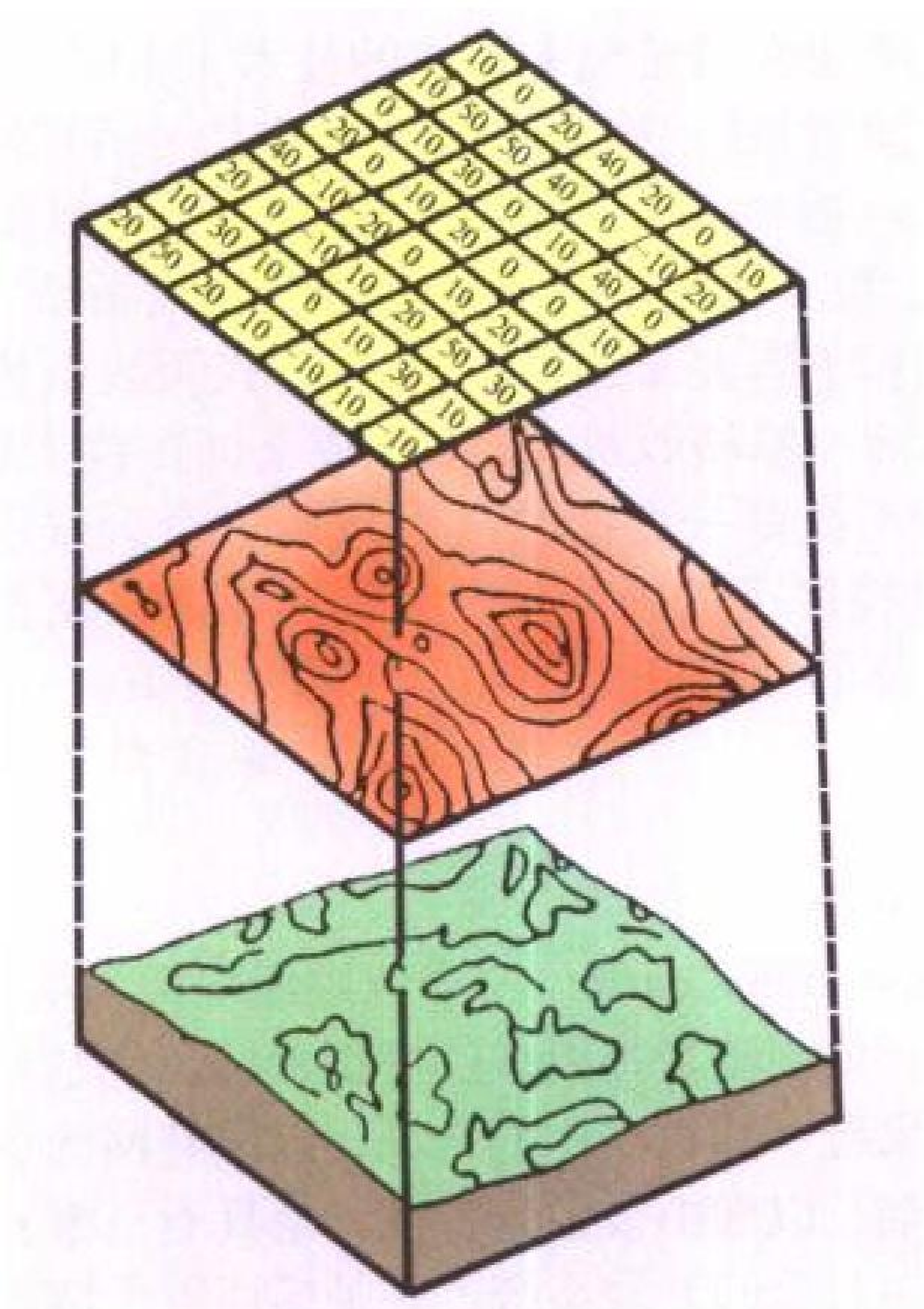
中国数字地形模型

辨率地理信息数据库。

（撰写：李宝林　邸　智　审订：周成虎　李双庆）

shuzi ditu

数字地图　digital map　将一些可测量的与时间无关的地形变量作为地面位置函数而制备成的表示海拔高度变化的数字阵列（也称数组）。这些预先测量的地形海拔高度数据以比较精确的鉴别率记录下来，就可以表示地形起伏和像高楼、水塔、灯塔一类的建筑物。通常原图是通过卫星、飞机等高空侦察手段获得。这些目标区域或航线区域的实际情况，被预转换成适合于成像系统实时匹配的形式，存储在再入弹头或巡航导弹的计算机中。原图也可以是根据波长反射率的差异汇编出的类似上述的数字阵列，因为地球接收来自太空的辐射之后，反射率随各种建筑物与材料及地理位置的不同而异。根据这个记录下来的反射率和地理位置函数的“数字化地图”，可更准确地反映地形地貌。



存储数据制备示意图

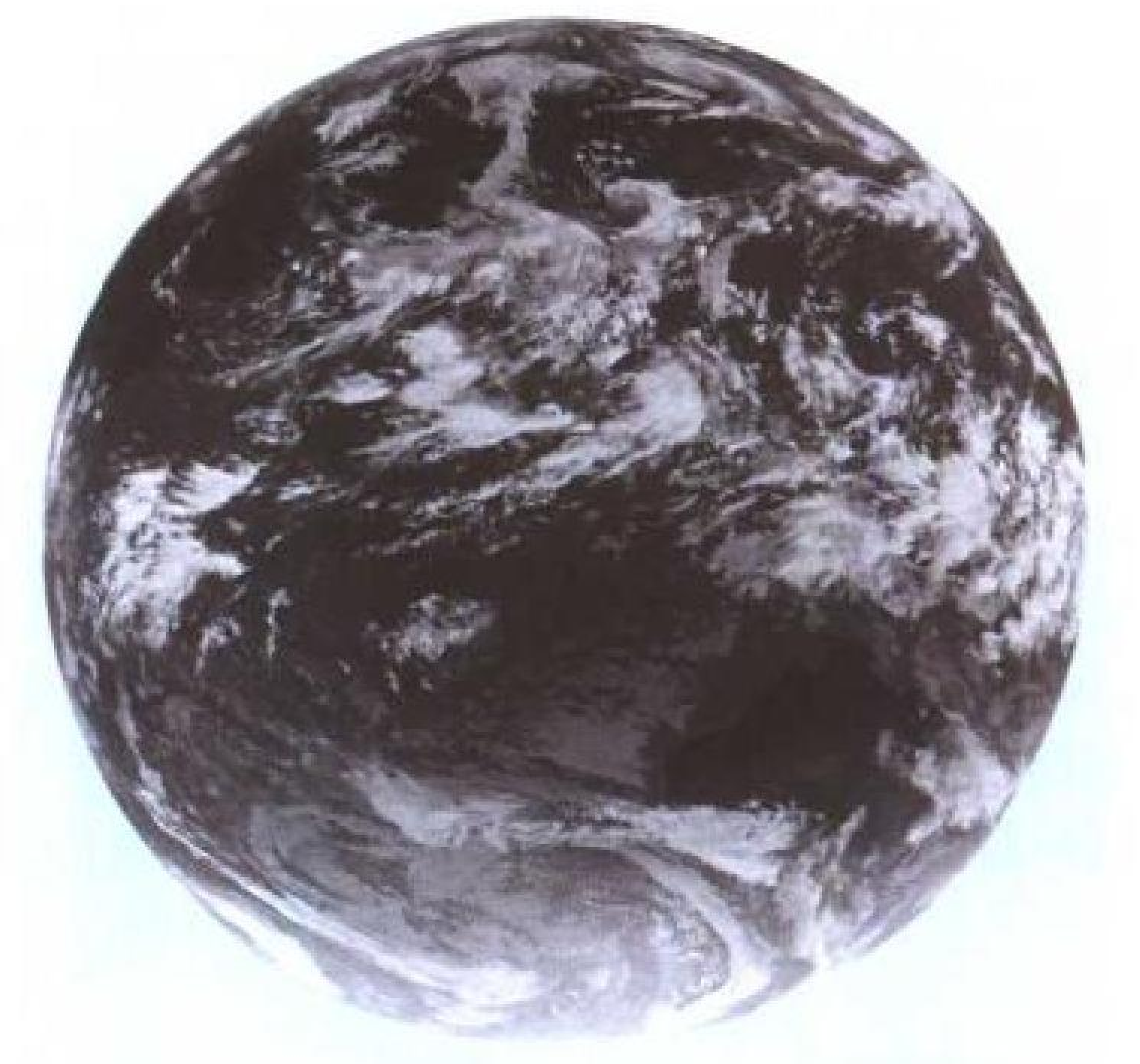
（撰写：马宝国　审订：刘坤山）

shuzi fangzhen

数字仿真　digital simulation　在数字计算机上建立系统的仿真模型，并对其进行仿真试验的过程。过去用于仿真的计算机有模拟计算机、混合计算机和数字计算机，随着科学技术的发展，现在模拟计算机和混合计算机已经很少使用，所以现代的计算机仿真绝大多数是数字仿真。参见仿真计算机、仿真建模。　（撰写：赖纯洁　审订：王东木）

shuzi zhankuan yuntu

数字展宽云图　stretched digital cloud image　地球静止轨道气象卫星转发的经地面技术处理并将码速率降低的数字云图信号。在地球静止轨道上，自旋稳定气象卫星带动辐射计自旋一周大约有20°的角度范围扫过地球，所产生的原始云图信号必须以很高的码速率（14 Mbps），才能在很短的时间内（约33 ms）实时传送到地面。由于传输码速率高，故需要很大的信道带宽，地面必须用大口径天线接收。另外，在辐射计沿东西方向扫描地球成像的过程中，卫星、地球和太阳三者的位置关系随时间不断变化，以太阳作为成像的基准信号不是固定的，这使得原始云



“风云”2号卫星第一幅红外云图

图扫描线的起点不能对齐。因此，在地面接收到原始云图数据后，要利用数据同步缓冲器进行配准和缓冲处理，使每条扫描线的起点对齐，并对图像数据进行定标和定位处理，然后以较低的码速率发往卫星，与原始云图分时经卫星转发，使用户站可以用直径较小的天线和比较简单的设备进行接收和应用。数字展宽云图是自旋稳定气象卫星所特有的一种云图传输形式。

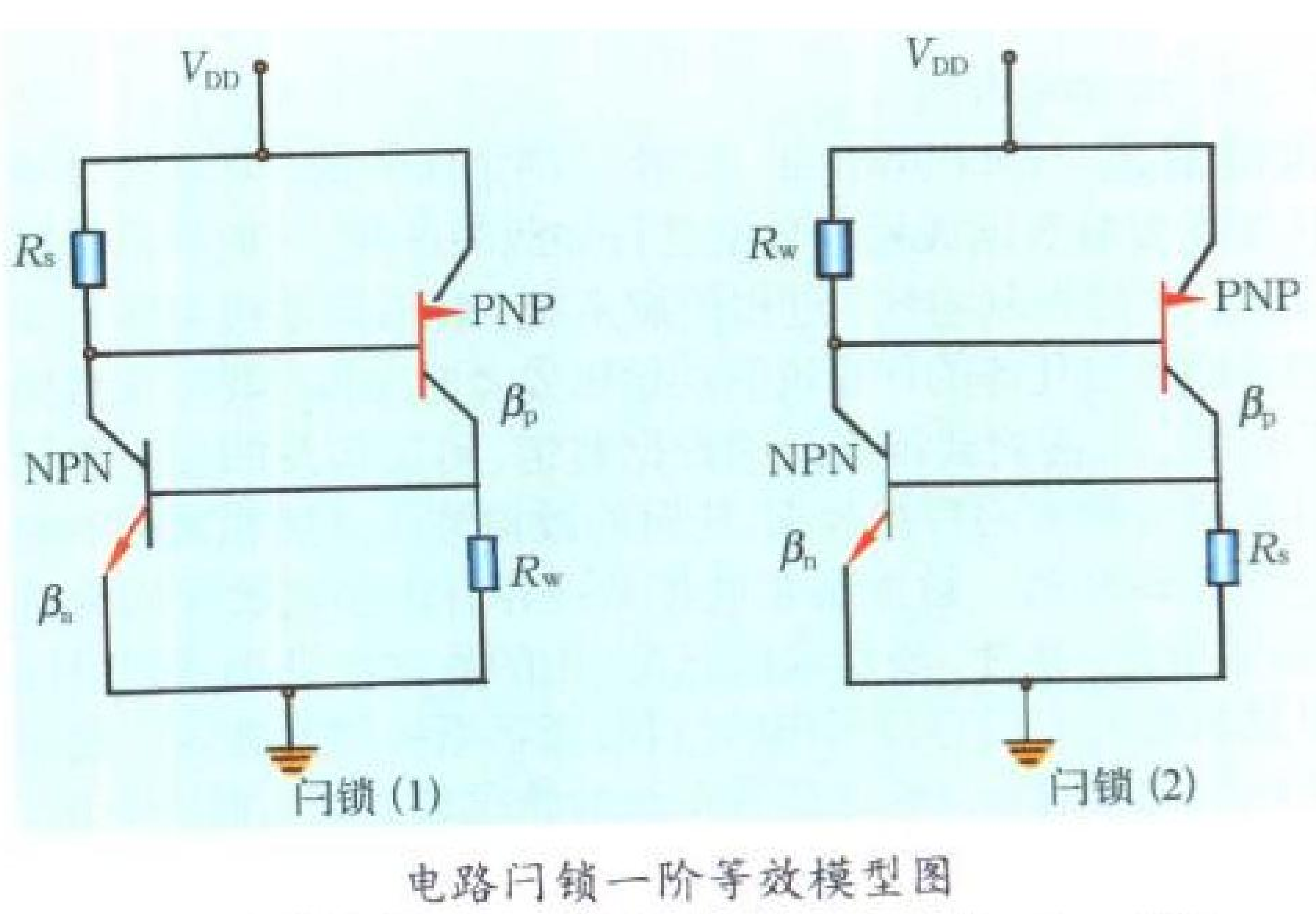
（撰写：张青山　审订：范天锡）

shuzi zitai kongzhi xitong

数字姿态控制系统　digital attitude control system　具有姿态控制计算机的姿态控制系统。姿态控制计算机是数字姿态控制系统的主要部件，用以实现数字信号的综合、控制规律计算及数字滤波。姿态控制计算机的输入信号通过模／数变换，从数字量和开关量输入接口输入。姿态控制计算机输出的数字控制信号通过数／模变换转换为连续量以控制执行机构。数字式姿态控制系统是离散型控制系统，其作用与连续式系统无本质差别。　（撰写：李高风　审订：王京武）

shuansuo

闩锁　latch-lock　常规体硅工艺互补金属氧化物半导体晶体管（CMOS）电路中的一种寄生可控硅现象。由工艺形成的寄生



电路闩锁一阶等效模型图

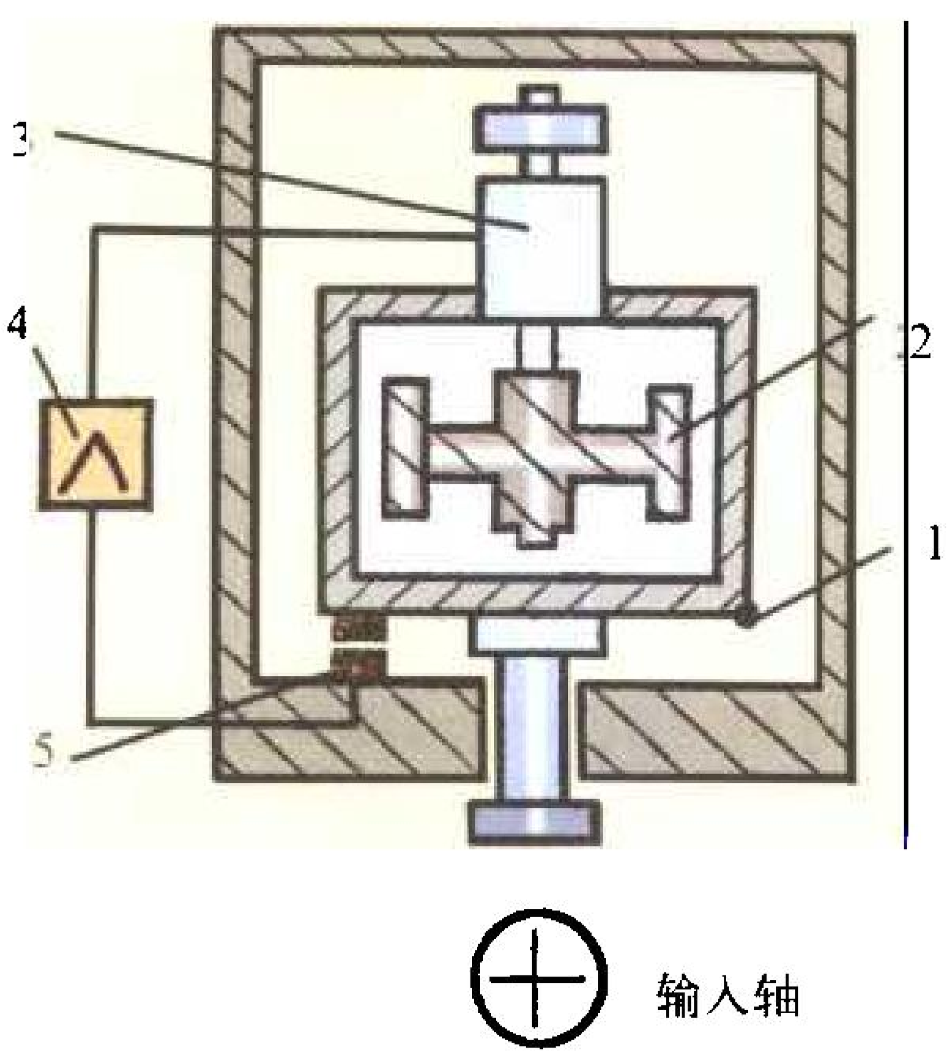
V_{DD}—电源电压；R_s—衬底电阻；R_w—阱电阻；β_n—NPN寄生三极管放大倍数；β_p—PNP寄生三极管放大倍数

晶体管，在正常情况下，其中的横向NPN与纵向PNP晶体管均处于反向截止状态，而在外部一定的电气感生的或辐射感生的正向触发条件以及内部两个寄生管的增益乘积足够大而构成再生结构的条件下，就使电路处于PNPN可控硅低阻状态，并出现一个大电流流过。如果电源又允许提供这个大电流，电路将一直维持在这个闩锁状态。电路一旦闩锁，轻则导致逻辑状态错误，重则引起PN结损伤甚至烧毁。电路闩锁状态下的电源电流叫平衡电流 (I_E)，其典型值为 0.3～3A 量级。电路的抗闩锁度可用维持电压 V_H、维持电流 I_H、输入／输出端正向触发电压 V_{trig}、正向触发电流 I_{trig} 和线性能量传递阈值 LET_{th} 等参数表示。电路闩锁的一阶等效模型如图所示。

（撰写：蒋轩祥　审订：耿秉坤）

shuangchong jifen jiasuduji

双重积分加速度计 double integrating accelerometer 输出信号与加速度对时间的二次积分成比例的加速度计。质量



双重积分加速度计原理图

1—不平衡质量；2—惯性转子；3—伺服电机；4—伺服放大器；5—信号传感器

摆和惯性转子一同由轴支承在旋转轴承上，并由伺服电机驱动。在加速度作用下，质量摆相对于壳体转动，转动角度由传感器敏感并输出信号，经伺服回路驱动电机，直到电机的反馈力矩同惯性力矩平衡为止。加速度与惯性转子的角加速度成比例，而加速度的二次积分与转子的转角成比例。

（撰写：高可人　审订：王毓兰　梁瑞琦）

shuangjihua

双极化 dual polarization 电磁波在接收或发射时同时兼有两种不同极化的工作方式或状态。如水平／垂直双（线）极化、左旋／右旋双（圆）极化、线／圆混合极化等等。具有双极化电磁波工作能力的天线可称为双极化天线。电磁场的极化方式有水平、垂直线极化，左旋、右旋圆极化等。双极化工作方式在通信、雷达等领域都很常见。在卫星通信中，采用垂直／水平或左旋／右旋双极化同时工作方式可以实现频率复用，将通信容量提高一倍。在合成孔径雷达应用中，采用垂直／水平双极化工作方式可提取更多的目标特征信息，提高目标识辨率。在地面移动通信中采用双线极化可以实现极化分集接收，提高信号质量。很多现代通信卫星，如“国际通信卫星”7系列等，采用的就是双极化工作方式。

（撰写：刘波　审订：高选正）

shuangmotai chongya fadongji

双模态冲压发动机 dual mode ramjet engine 随着飞行速度的增加 (Ma =4～8)，在扩张燃烧室的流通通道内，通过调节加热规律相继实现亚／超声速燃烧两种工作模态的超声速燃烧冲压发动机。利用几何扩张与燃烧加热作用正好相反的特点，在扩张燃烧室中控制加热规律能够实现亚／超声速燃烧的转换。在 $Ma < 6$ 时，由于能够达到的加热比较高，通过加热比的调节不仅能形成气动热力喉道，在燃烧的过程中使气流由亚声速转变为超声速（见图1，θ为加热速率），并且在等截面隔离段内相应出现的正激波系能使来流自动地满足燃烧室内的高反压（见图2）；当 $Ma > 6$ 时，能够达到的加热比较低，在超声速气流中加热的减速作用抵不过通道扩张的加速作用，在燃烧的过程中气流速度先降后升，始终保持超声速（见图1），并且在等截面隔离段内出现相应的斜激波系使上下游的气流参数自动实现平衡（见图2）。这种双模态冲压发动机扩大了超声速燃烧冲压发动机的工作马赫数下限，适用于需要自加速和巡航的推进任务，例如高超声速导弹、高超声速飞机、跨大气层飞行器和空天飞机等应用场合。

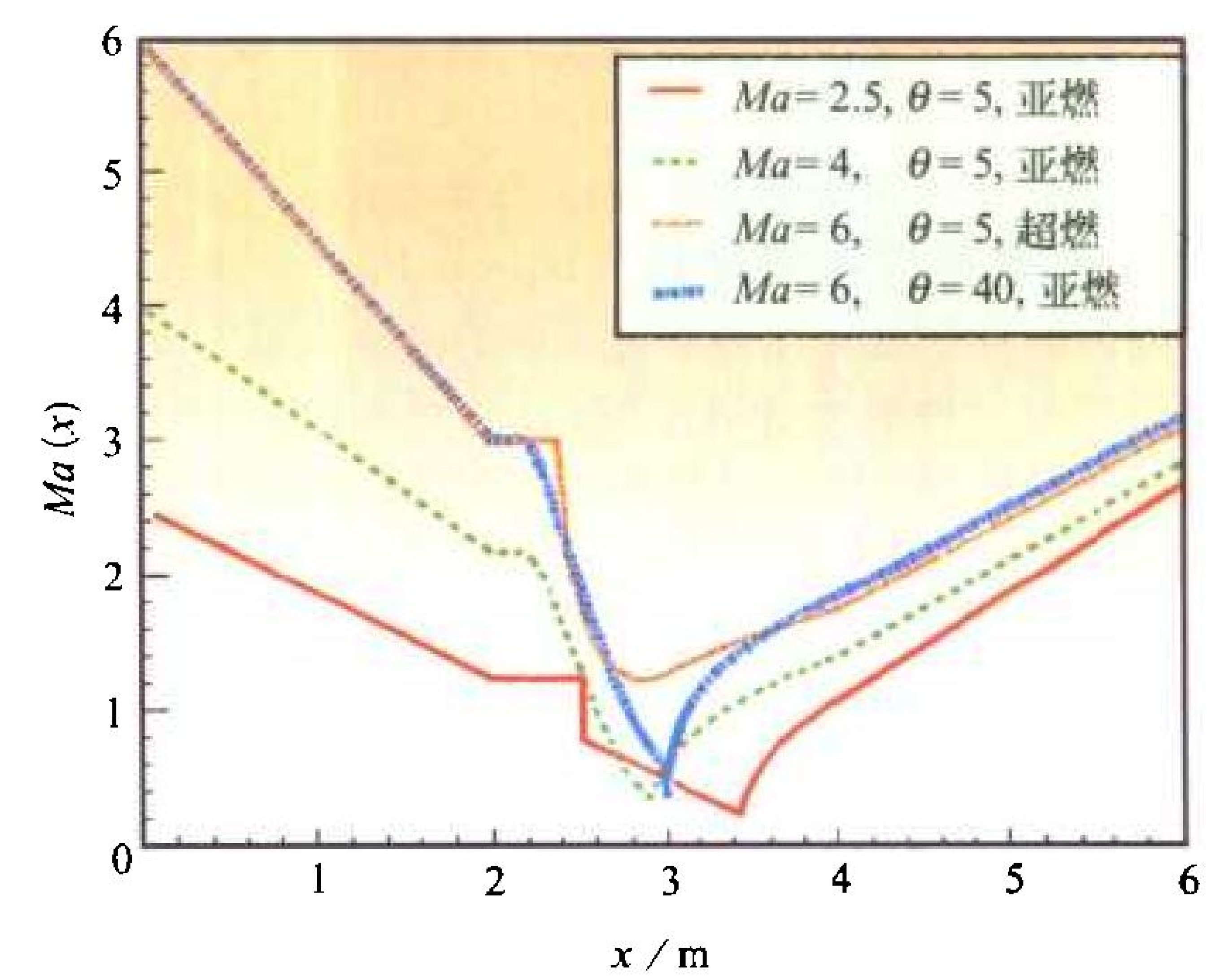


图 1 沿轴向的 $Ma(x)$分布

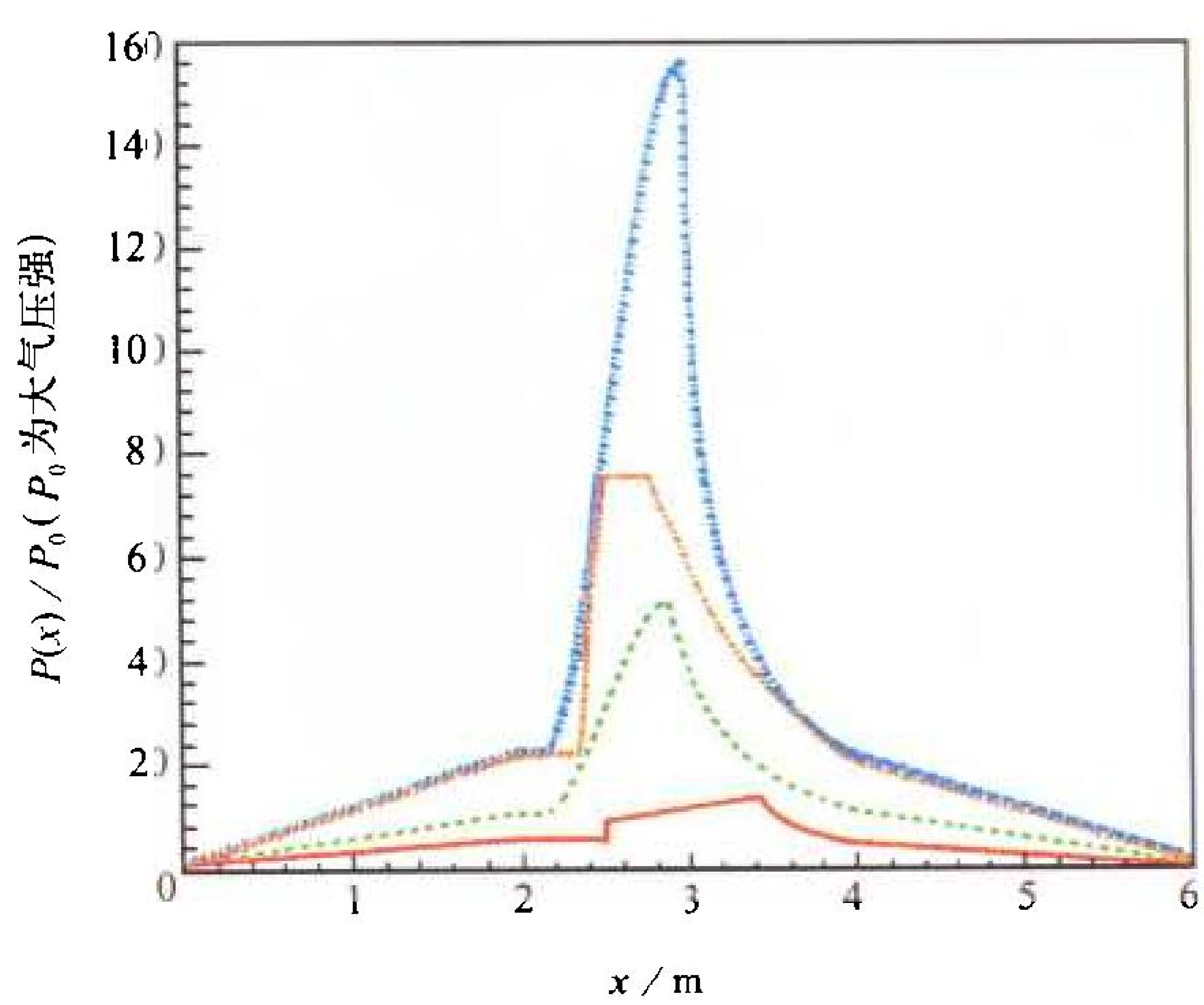


图 2 沿轴向的静压 $P(x)$分布

（撰写：叶中元　审订：刘兴洲）

shuangmo xingboguan

双模行波管 dual mode travelling wave tube 见电子卷。

S

shuangpinduan zhidao leida

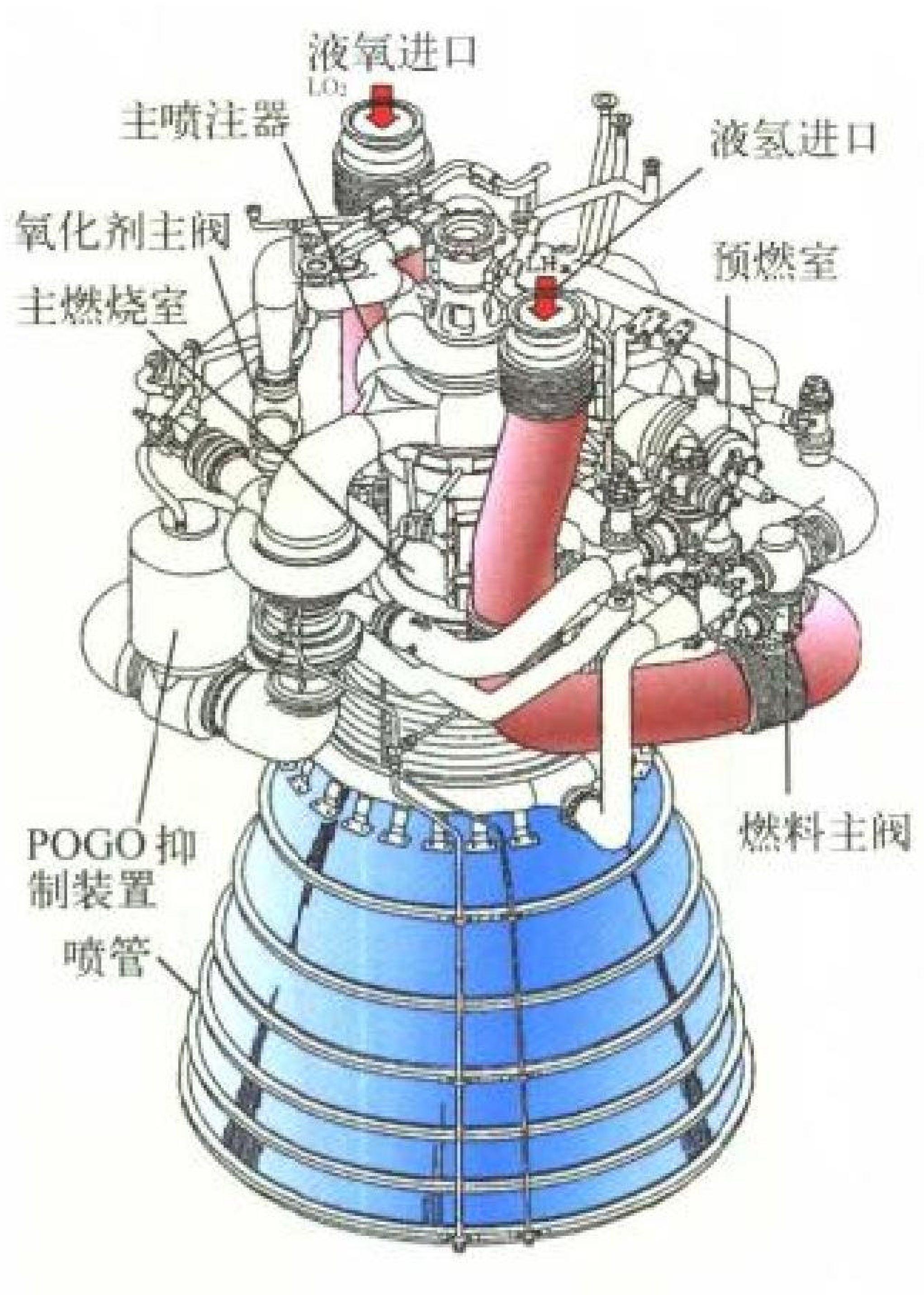
双频段制导雷达 dual band guidance radar 能在两个无线电频段上实施目标跟踪及导弹制导的跟踪制导雷达。通常用于面对空武器系统的目标截获、跟踪及导弹制导。双频段制导雷达可以使用一个频段或两个频段，相互结合完成目标的截获、跟踪和导弹的截获、制导。通常它首先进行目标截获与跟踪，然后进行拦截可能性计算，在导弹发射后用宽波束（某一频段）进行导弹截获及初制导，随后则改用窄波束（也可为另一频段）进行制导。制导雷达采用双频段体制的主要目的是抗干扰和在特定环境下进行目标跟踪和导弹制导（如在低仰角下使用Ka频段可减小多路径影响）。双频段制导雷达通常使用共用天线或各自独立的天线及各自的发射机和高频接收机，并共用中频接收机及信号处理系统，如以色列研制的“巴拉克”舰空导弹系统中的雷达就是X和Ka双频段制导雷达。该雷达的X和Ka频段用于目标跟踪（Ka频段在干扰或超低空环境中使用），X频段用于导弹截获及初制导（15°波束和5°波束），然后再交给Ka频段完成制导（0.6°波束）。由于双频段制导雷达具有良好的抗干扰等特性，因此它是制导雷达的发展方向。

（撰写：魏焕旨　审订：谢占鳌）

shuangzuyuan tuijinji huojian fadongji

双组元推进剂火箭发动机 bipropellant rocket engine 使用两种推进剂组元作为燃烧工质的液体火箭发动机。双组元推进剂中一种组元是氧化剂，如液氧和硝基氧化剂等，另一种组元是燃料，如肼类燃料、烃类燃料和液氢等。双组元推进剂火箭发动机按使用的推进剂类型可分为可贮存推进剂火箭发动机（如四氧化二氮／偏二甲肼火箭发动机）和低温推进剂火箭发动机（如液氧／液氢火箭发动机）。双组元推进剂火箭发动机的最大优点是比冲高。液氧／液氢发动机比冲超过4000 N·s/kg，是目前化学火箭发动机中最高的。双组元推进剂火箭发动机的技术成熟，性能稳定，可靠性高，是现代运载火箭的主要动力装置。

（撰写：胡平信　审订：朱森元）



双组元推进剂火箭发动机

shuangzuyuan yeti tuijinji

双组元液体推进剂 liquid bipropellant 由分别贮存的液体氧化剂和液体燃料两个组元组合的液体推进剂。它是目前在液体火箭发动机上得到最广泛使用的推进剂。选择双组元液体推进剂时，氧化剂要选用氧化力强的物质，如液氧、四氧化二氮和硝酸等；燃料要选用含氢量多和燃烧热值高的物质，如液氢、肼类化合物和碳氢化合物等。综合考虑液体推进剂的性能特性、使用特性和经济特性，液氧／液氢、液氧／煤油、四氧化二氮／偏二甲肼及红烟硝酸／偏二甲肼是目前在国内外液体火箭发动机上广泛使用的双组元液体推进剂。常用双组元液体推进剂的主要理论性能见表。

常用双组元液体推进剂的主要理论性能

（燃烧室压强 P_c=7 MPa，喷管出口压强 P_e=0.1 MPa，平衡流）

氧化剂	燃料	混合比	燃烧温度 K	比冲 N·s/kg
红烟硝酸	偏二甲肼	2.93	3189	2740
	一甲基肼	2.39	3168	2770
四氧化二氮	液氟	5.25	2660	3420
	无水肼	1.30	3255	2910
	一甲基肼	2.17	3361	2880
	偏二甲肼	2.57	3429	2860
	煤油	4.30	3460	2760
液氧	液氢	4.00	2980	3910
	无水肼	0.90	3410	3130
	一甲基肼	1.50	3591	3110
	偏二甲肼	1.70	3623	3100
	煤油	2.60	3687	3010
	乙醇	2.00	3467	2870

（撰写：蒋凤翥　审订：胡平信）

shuiboliji tuceng cailiao

水玻璃基涂层材料 silicate paint 以水玻璃为胶凝剂、填加无机或有机填料的涂层材料。水玻璃溶液是一种碱性硅酸盐胶体溶液，其凝胶性质取决于极性的活性基团Si–O–Na和Si–OH基团。通常情况下，在水玻璃溶液中硅酸以带负电荷胶状粒子的状态存在，其周围吸引一部分水分子形成分子层。由于同性电荷的相斥作用，水玻璃是稳定的胶体，当外层电荷被中和或外层水膜被破坏时，硅酸分子结合为大分子，即产生凝胶或固化。水玻璃基涂层材料可作防热涂层、密封防热涂层和隔热涂层等。

（撰写：张廉正　审订：胡连成）

shuidong shiyan

水洞试验 water tunnel test 进行流体力学基础研究和应用研究的一种试验方法。水洞可分为竖式水洞和卧式水洞两种。流体力学学者一直利用水洞从事边界层、湍流、涡流等基础研究。与风洞试验相比，水洞试验虽然存在雷诺数低、边界层厚、有浮力、介质不可压缩等缺点。但在应用研究中，它却有许多独特的优点，如可以显示模型真实绕流情况，可以观察动态试验全过程的动态效应，便于对流场进行光学观察，所需功率小，试验成本较低，模型制造简单，周期短等。因此，在飞行器研制过程中，在认识和解决一些气动力问题时，它也是重要的辅助试验手段。除进行飞行器气动研究外，水洞试验还可以研究肩空泡对潜射导弹水动力的影响及导弹助推器点火后高温高压燃气喷入水中的气、水两相流等技术问题，从而为潜射导弹研制提供可靠的水动力数据。

（撰写：罗金玲　审订：毛鸿羽）

shuifenpeiqi

水分配器 metering water dispenser (MWD) 供给航天员饮用水的装具。载人航天器上使用的水分配器有计量式和配

给／灭火组合式（WD／FE）分配器。由于它的外形类似手枪，常称为手枪式水分配器。“阿波罗”飞船和美国现役航天飞机上使用的水分配器是改进后的“双子星座”飞船的水计量装置，其柱塞和O形环材料由氯丁橡胶改为乙丙烯材料。改进后的水分配器完全满足“阿波罗”飞船的使用要求，并使用机械式计数器记录触发的次数。在“阿波罗”登月舱的使用中，对水分配器又增加了可用以进行灭火的连续锥形雾花式喷水的要求，因此就有了MWD和WD／FE两种构型。后者的设计中还增设了一个细菌滤器，以保证水分配器配给的饮用水和食物制备水无菌。安装水／气分离器的系统供水中无携带气体。美国现役航天飞机上使用的水分配器安装在厨房设备上。航天器通常分配常温水的温度为18～35 ℃，冷水温度为6～12 ℃。水加热器可使水分配器提供68～73 ℃的热水，此时冷水温度为7～12 ℃。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

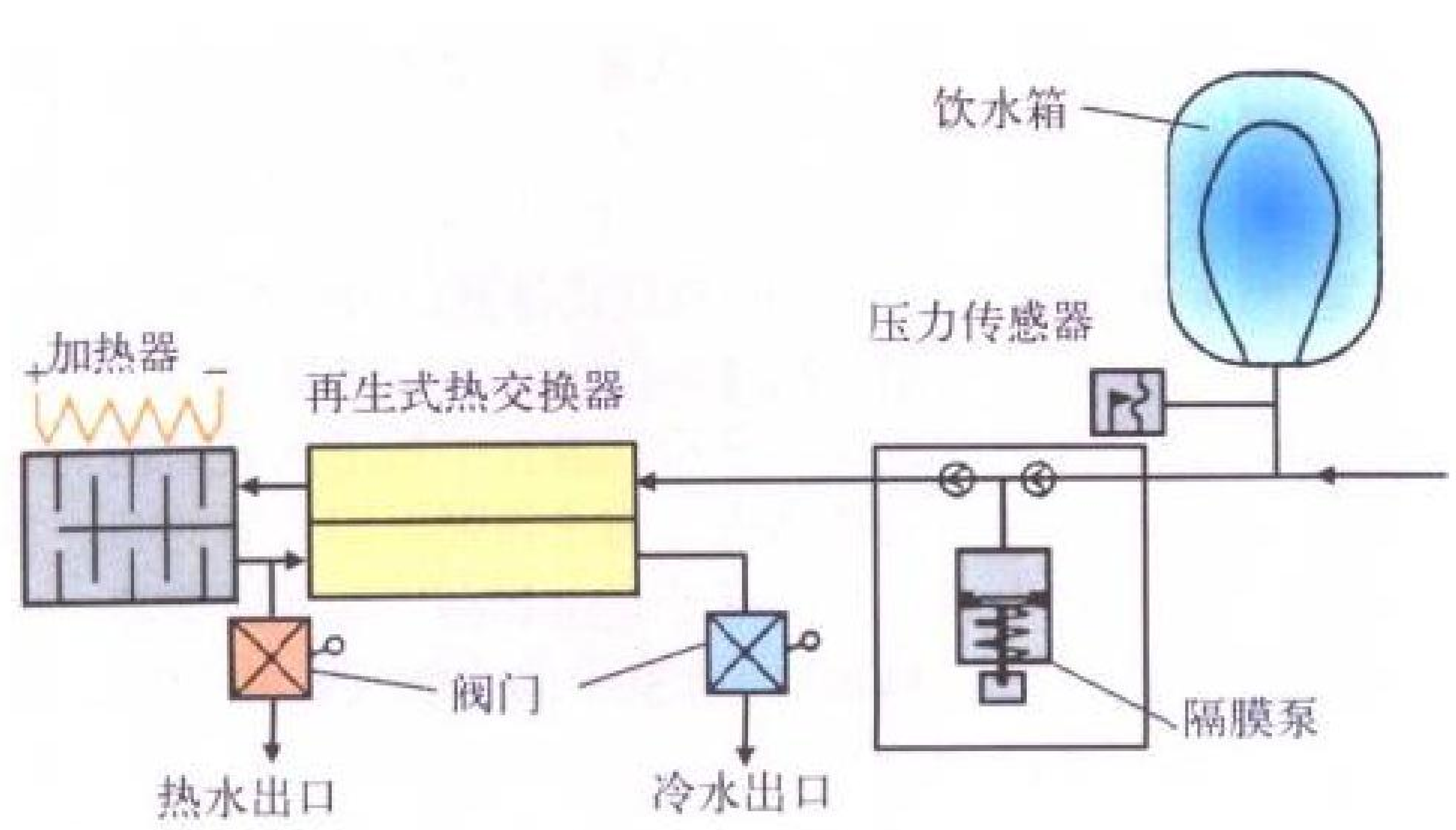
shuiguanli zixitong

水管理子系统　water storage and supply subsystem　水的储存与供给系统。在载人航天器上，其主要功能是储存与分配饮用水，为航天员提供饮用、食物制备、洗涤、小便冲洗和散热所需要的水。短期飞行的饮用及卫生用水标准低于长期飞行的用水标准。长期飞行中用水标准又分为正常标准、低标准和应急标准。美国制定的长期飞行用水标准正常值为每人每天3.1～3.7 kg，低标准为每人每天3.1 kg，应急标准每人每天3.1 kg。水的储存技术主要采用有囊水箱。饮用水储存及供给系统的微生物控制十分重要，采用的方法有巴氏消毒法、化学添加剂（氯或碘）、银离子发生器、紫外线辐照、臭氧发生器和过氧化氢消毒等。巴氏消毒法是最常使用的消毒方法。例如，把水加热到60 ℃并维持一定的时间，就可以杀灭大多数的细菌，通常是连续保持水温在60～74 ℃，即可达到消毒灭菌的目的。使用燃料电池的水需要排除水中含有的氢气。氢水分离器的原理是采用银钯合金管分离出氢气。饮水装置定量地供给航天员饮用水。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

shuijiareqi

水加热器　water heater　载人航天器上水的加热装置。载人航天器饮用水供应系统的主要微生物控制方法是巴氏消毒法。“和平号”空间站上安装的饮用水处理系统的主要水源来自温、湿度控制系统。该系统主要包括冷凝热交换器、水／气分离器、初级过滤器、多层过滤器、调制组件和抽吸泵等。冷凝水经过一系列的处理输入饮用水箱待用。供水部分如图所示，包括再生热式交换器和水加热器及饮水装置。来自饮用水储箱的清洁水经再生式热交换器进入水加热器组件，加热后输出热水。水加热器为电阻式加热器，维持水温在65～85 ℃，至少保持30 min杀菌消毒。经过巴氏法消毒后的热水再回流到再生式热交换器，把热传给冷水而降温，降温后以冷水输出。



饮用水处理系统

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

shuiping ceshi

水平测试　horizontal test　火箭／导弹的箭／弹体处于水平姿态时所进行的综合测试。火箭／导弹生产厂、技术中心（阵地）和中心库一般采用水平测试。大型火箭／导弹水平测试时将箭／弹体各级、段水平安放在铁路支架车上，并相互靠近，以便进行电缆连接（间隔距离远时需要加工艺电缆转接）。为使惯性器件能正常工作并发出模拟信号，通常需将惯性器件从箭／弹上取下并置于附近的回转台上，通过工艺电缆将惯性器件与箭／弹上电缆网连通。大型火箭的上述测试状态虽能降低厂房高度并简化厂房设备，但要破坏火箭结构和电气上的完整性和连续性，导致火箭经起竖、对接转入垂直状态后需重新进行测试检查。这使发射准备与检测周期加长。因此在飞船需要交会对接的发射或某些对发射周期有严格要求的任务中采用了在技术中心垂直总装和垂直测试，然后垂直转运到发射中心的“三垂”方式。



正在进行水平测试的“长征”火箭

（撰写：穆元良　审订：李邦复）

shuiping duijie

水平对接　horizontal mating　两设备在水平状态下相对靠拢并连接的全过程，在导弹武器系统中指将水平装填设备与导弹发射筒水平连接成一体，以使导弹水平装填到发射筒内。一般在进行水平对接前，应先将水平装填设备的轴线与发射筒的轴线准直到同一轴线上，同时象限要对准，对接面要平整圆滑，然后再进行对接连接。

（撰写：胡德礼　审订：包元吉）

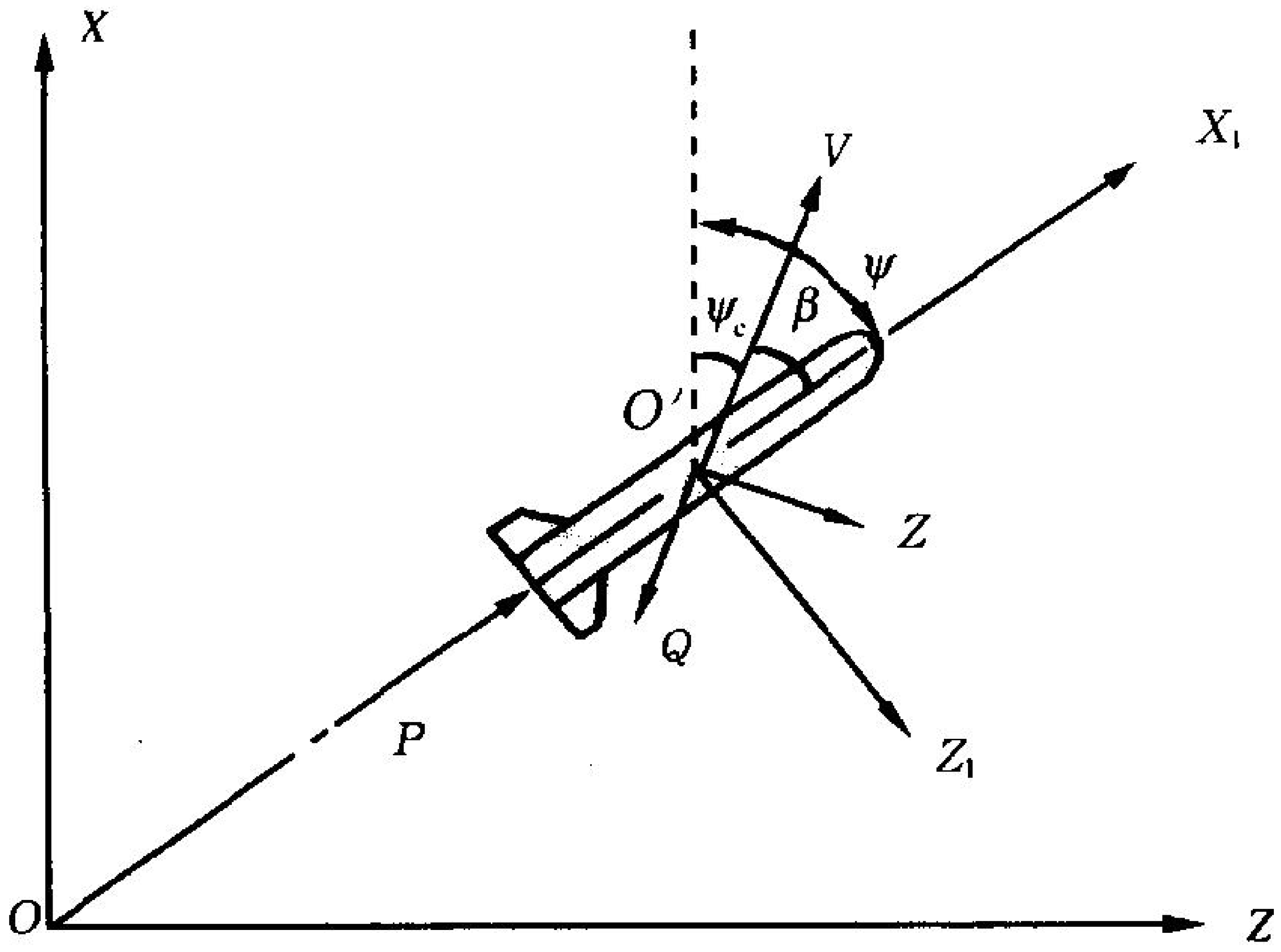
shuiping pingmian dandao

水平平面弹道　trajectory in the horizontal plane　仅考虑导弹在水平平面内运动时，其质心运动的轨迹。导弹在水平平

面内运动时，其质心运动始终处于一个近似的水平面上，弹道倾角 $\theta=0$。导弹在水平面内的运动方程组通常为

$$
\begin{cases}
mV\dot{\psi}_c = P\cos\alpha\sin\beta - Z \\
m\dot{V} = P\cos\alpha\cos\beta - Q \\
\dot{m} = -m_c \\
\dot{z} = -V\sin\psi_c \\
J_y\dot{\omega}_y = M_y \\
\beta = \psi - \psi_c \\
\dot{\psi} = \omega_y/\cos\vartheta \\
\delta_y = \delta_y(V,\psi_c,\omega_y,\cdots\cdots)
\end{cases}
$$

式中 V为导弹速度；P为推力；Q为阻力；Z为侧向力；J_y为转动惯量；M_y为偏航力矩；ψ为导弹偏航角；ψ_c为导弹的弹道偏角；α为导弹的迎角；ϑ为导弹的俯仰角；β为导弹的侧滑角；z为导弹的侧偏量(导弹的质心坐标)；δ_y为方向舵偏角；ω_y为导弹的偏航角速度；m为导弹的质量；m_c为发动机秒耗量。式中P、α、ϑ、J_y均为已知。上述方程组共有8个方程式，可求解ψ_c、V、m、z、ω_y、β、ψ、δ_y等8个未知数。图中XOZ为地面坐标系，$X_1O'Z_1$为弹体坐标系。



导弹在 XOZ 坐标平面内

(撰写：邵继法　审订：关世义)

shuiping zhuangtian

水平装填　horizontal loading　导弹呈水平状态装入某一容器内的全过程。它是陆基固体战略导弹常用的一种装弹方式。水平装填的液压驱动一般以油缸作为执行元件。液压介质的压力能转换为推拉力，作用于导弹上，推拉导弹在容器内做直线运动，直至到位。　(撰写：胡德礼　审订：包元吉)

shuiping zhuangtian xitong

水平装填系统　horizontal loading system　用以将导弹水平装入发射筒的设备。参见水平装填和筒弹对接装置。

shuiping zhuolu

水平着陆　level landing　返回器或进入器着陆时的速度方向与着陆点水平面接近于平行的着陆方式。目前实现和研究的是在地球上的水平着陆。美国的航天飞机轨道器采用的就是水平着陆方式(见图)。轨道器是一种有翼式返回器，其本身具有高升力性能，机动飞行性能好，通过控制可获得很长的滑翔距离，可在预定区域和指定机场跑道滑行着陆，以实现其重复使用的目的。目前，有关国家正在开展弹道式和半弹道式返回器采用可控翼伞实现水平着陆的研究，但至今还未得到实际应用。

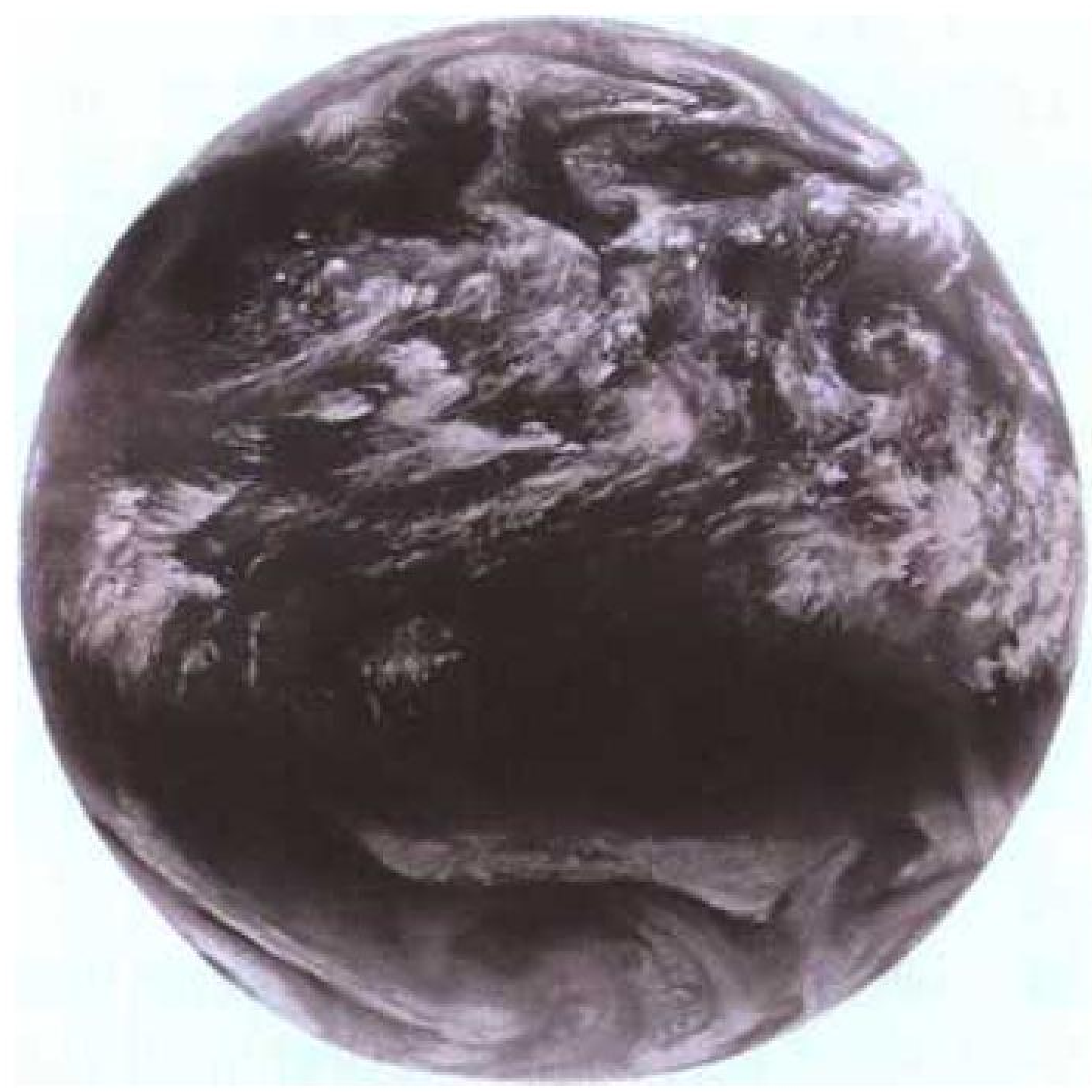


航天飞机轨道器水平着陆

(撰写：陈国良　审订：李大耀)

shuiqitu

水汽图　water vapor image　观测通道位于水汽吸收带边缘的卫星遥感图像。大气中水汽的含量和分布明显地影响水汽吸收带边缘的红外辐射值，因此由这些辐射值组成的图像与对流层中上部湿层顶附近的温度有关系，称为水汽图。它是地球静止气象卫星的主要观测项目之一，观测通道一般选择在6.7 μm或7.3 μm附近。水汽图是天气分析和预报的重要工具。水汽通道测值分布与对流层上部的垂直运动有关，可用于数值天气预报的初始值同化。用水汽图像块作为示踪目标，可以推导水汽轨迹风，在无云区得到大气运动矢量。作为半透明观测通道，水汽图还参与云迹风的高度确



“风云”2号卫星第一幅水汽图

定。水汽图的判读可分为两个基本内容，其一是水汽图上逐个像元的测值为辐射路径上的湿层所提供的信息；其二是水汽图上的图型及其随时间的变化与大气环流和天气系统所具有的关系。　(撰写：许健民　审订：范天锡)

shuishi

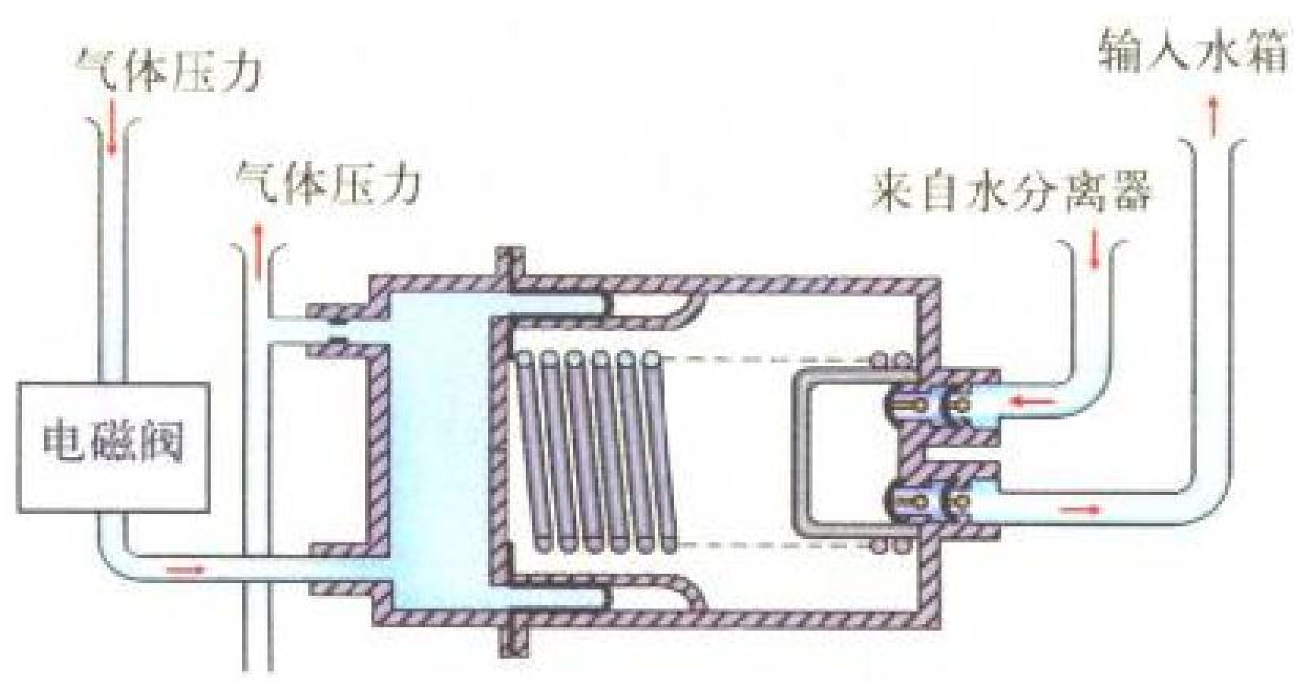
水室　water chamber　燃气—蒸气式弹射动力装置的一部分。它用来冷却高压室喷出的高速高温燃气。导弹发射时，燃气通过水室冷却系统形成燃气—蒸气混合工质进入发射筒导弹底部，给予导弹所需的推动力，将导弹弹射出发射筒口。水室安装在高压室下方，是能承受高温和高压的密封容器。它采用高强度的合金材料制造。水室中部为燃气通道，有上、下隔水板，其间注满所需的冷却水。为改善冷却效果，在结构设计上可采用集中注水、连续注水、集中—连续注水等多种注水形式。集中注水即在燃气通过通道时一次将水注入发射

筒底与燃气混合。连续注水在结构上设计有多种小孔，使水在燃气通过水室底部时连续地与燃气混合。冷却水室水量与药量有关，其比例一般约为1∶1。

（撰写：段绍维　审订：王瑞铨）

shuishoujiqi

水收集器 cyclic water accumulator　在冷凝热交换器中，毛细体捕获的冷凝水排出过程中的抽水机构。“阿波罗”载人飞船指令舱的航天服回路中，从二氧化碳净化装置流出的循环气体流入回路的冷凝热交换器时，废热被乙二醇水溶液吸收。此时循环气体被冷却到32 ℃，水蒸气受冷凝结成水，并被冷凝热交换器的毛细材料捕获。水收集器由气体驱动，具有一个时间控制机构，每10 min工作一次，每一循环冲程可抽



水收集器工作原理图

吸出冷凝水130 mL，气动压力为137 kPa（表压）。在气体压力放泄过程中，冷凝水经进水单向阀被抽吸到收集器的筒体中。当内部充满冷凝水时，时间控制机构发出指令打开进气电磁阀，气体进入水收集器并驱动活塞移动，推动冷凝水经出水单向阀排出，被挤进废水储箱。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

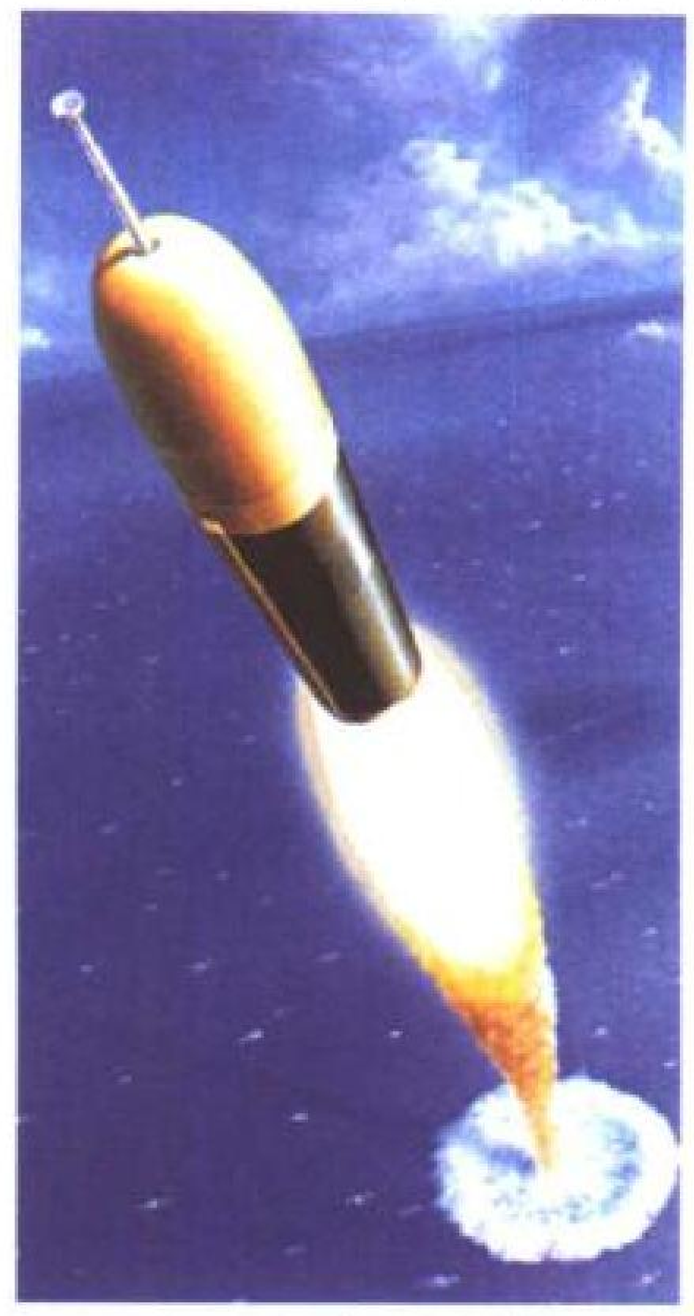
shuixia fenli dianlianjieqi

水下分离电连接器 underwater separation connector　用于潜艇发射装置与导弹之间在深水条件下的电路连接和分离的机电元件。它由插头和插座两部分组成。插头与潜艇内电子设备相连，插座与导弹内电子设备相连。装弹时，把插头与插座插合在一起，形成的电气通路用于对导弹参数进行控制。发射时，向插头中分离机构内的拉杆施加机械拉力，插头与插座即行分离，切断潜艇与导弹间的电路连接后，导弹即可点火发射。插座随导弹飞行，插头即留在潜艇的发射装置内。海水是导电介质，故该电连接器设计成全密封型，以达到插合状态、分离过程及分离后的插座均具有耐水压密封的使用要求。插头与插座分离时，所有电接触对（插针、插孔）要在密封状态下先行断开，然后插头与插座再分离，以确保水下分离过程中不发生接触点短路现象。由于电连接器所受外部海水压力随水深而变化，水越深，要求电连接器的分离力也越大，为消除不同水压对分离力的影响，该电连接器设有专门用于平衡外部水压的自动平衡机构，可使用较小的水下分离力，实现300 m水深的电连接器分离。由于海水具有腐蚀性，该电连接器的外壳采用耐腐蚀能力强的青铜合金制成。

（撰写：徐光熙　审订：许金雨）

shuixia yunzaiqi fashe

水下运载器发射 launch vehicle underwater launching　从水下潜艇或水下发射阵地发射运载器的方法和技术。从水下潜艇发射筒/发射箱发射的方法分为：(1)用辅助动力将运载器从发射筒弹出，运载器离开发射筒后发动机点火，按预定程序飞行。(2)利用固体助推发动机的动力将运载器推出发射筒，运载器穿过水面后助推发动机自动脱落，运载器主发动机点火，使运载器继续飞行。(3)在发射筒内直接点燃运载器发动机发射。用潜艇发射运载器时要预先把潜艇引导到预定的发射海域。潜艇的纵向和横向摇摆、水流、水浪和艇位误差等均对发射产生影响。在潜艇航行中要对艇上的惯性导航系统进行校准，并随时向艇上的发射控制系统提供潜艇所在位置的经、纬度和有关参数。水下潜艇发射的优点是隐蔽性好，生存能力强，因而被广泛采用。水下发射阵地发射是利用水作为屏障，在江、河、湖、海的水下建立发射阵地发射运载器。这种发射方式因生存能力不强，尚未见正式应用。

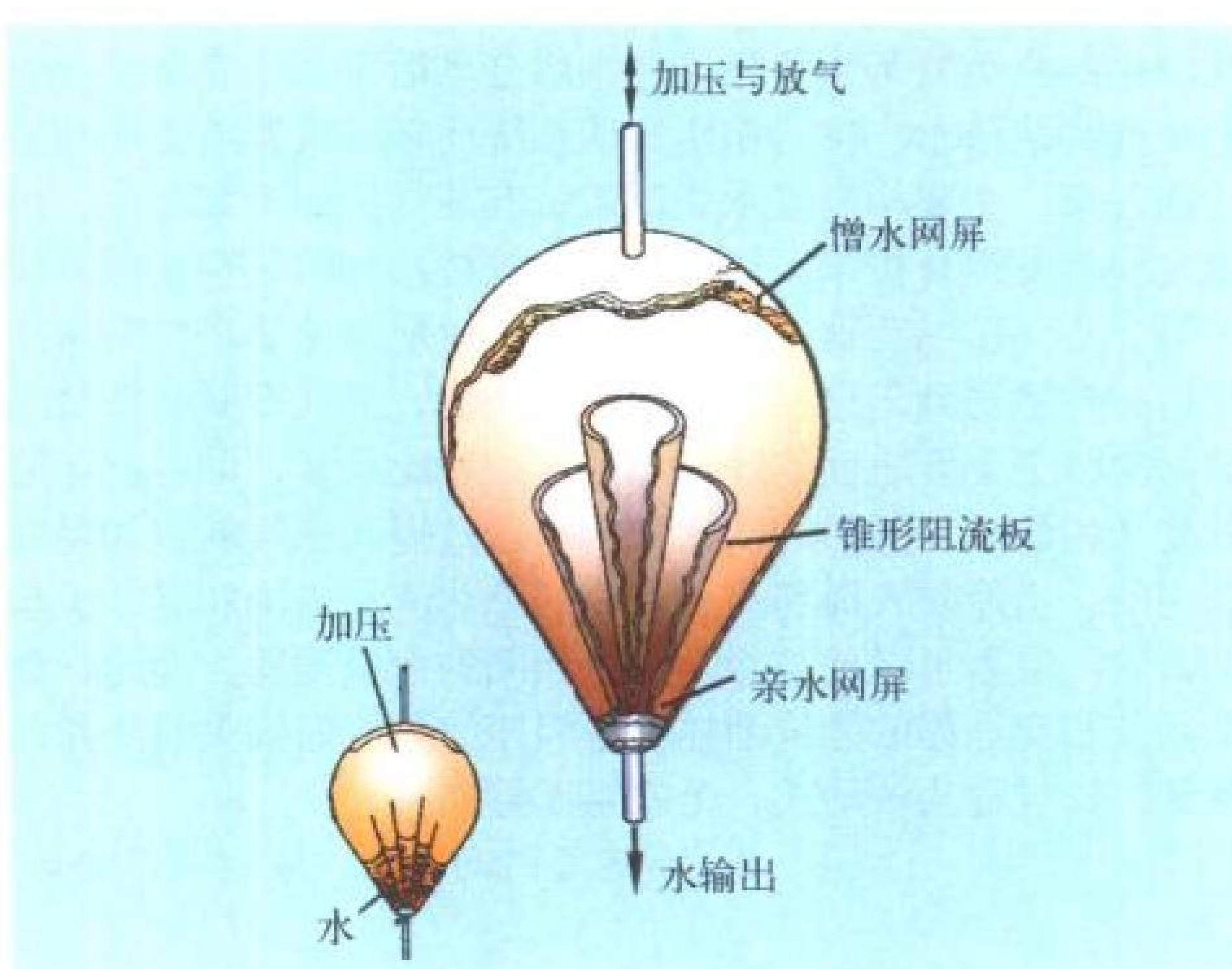


水下运载器发射

（撰写：刘绍球　方铭祖　审订：雷印西　魏其勇）

shuixiang

水箱 water storage tank　载人航天器的贮水容器。它分为气囊式和无囊式两种类型。前者借助于气囊被动地保持液/气界面，后者的液/气界面是由水的表面张力维持的。气囊式储水容器使用弹性材料或金属感压箱把水和气体隔离开，使用时，借助于气体压力把水排出。此种储水技术可以利用容器容积的改变，精确地测量出水的消耗和实时贮水量，具有使用简便和流体界面控制稳定的优点，缺点是由气囊材料本身缺陷引起的系统故障及寿命问题。无囊水箱利用水的表面张力被动地排水，可以长期使用，且具有很高的可靠性。这种水箱依靠表面张力使水趋向于最小的表面积并保持一定的几何形状，但由于液体受力晃动而使被动的液/气界面不易保持，设计上难度较大。它的结构见原理图，包括憎水网屏和亲水网屏，并设有锥形阻流板。

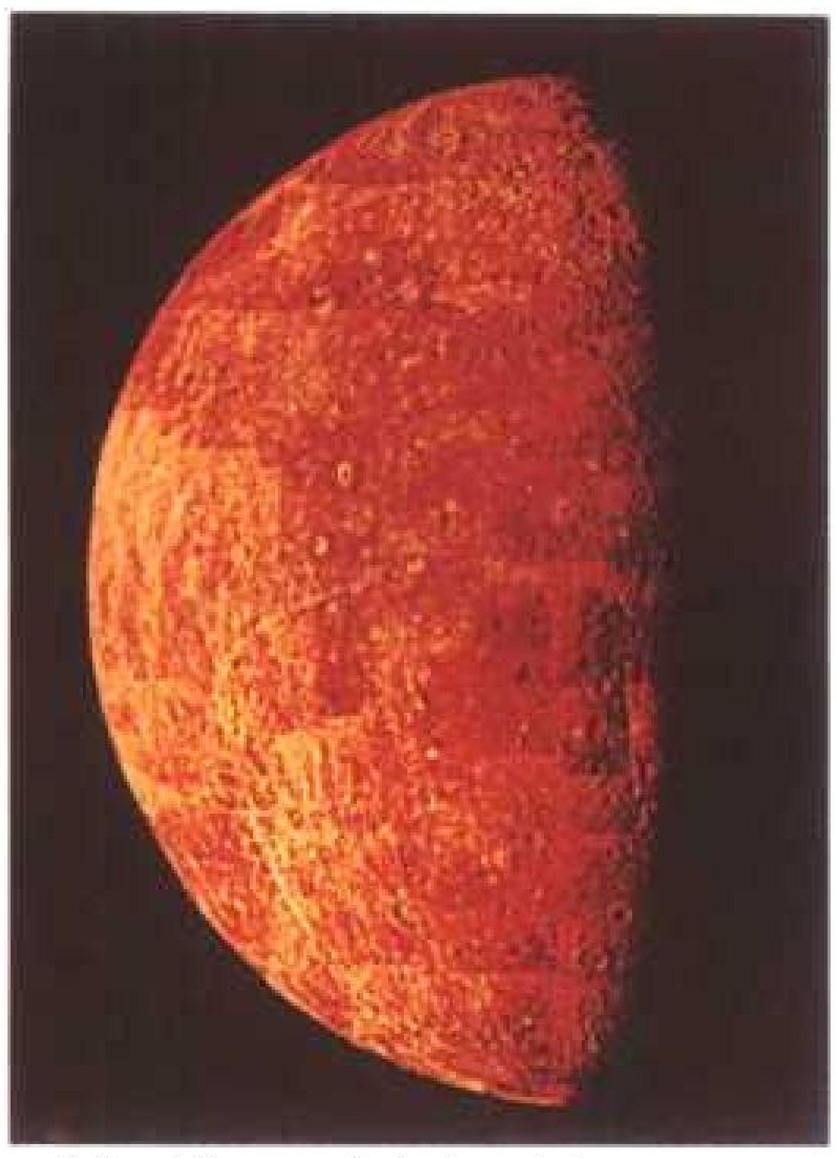


无囊式贮水容器结构原理图

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

shuixing tance

水星探测 Mercury exploration 人类利用空间探测器对水星进行的考察。1973年11月3日美国发射的“水手”10号探测器开始对水星进行探测，旨在了解水星环境及水星表面和大气特征。它3次（1974年3月29日、9月21日以及1975年3月16日）飞近水星，拍摄到水星表面约35%的近距离照片，探测到了水星磁场和磁层。由于水星接收到的太阳辐射较地球大10倍，水星本身反射的太阳辐射较地球表面接收到的太阳辐射大2倍，所以水星探测器的热控制要求极高。测量结果表明，水星表面密密麻麻地布满了大大小小的环形山，还有一条长达100 km多，宽约7 km的大峡谷，为了纪念美国阿雷西博射电天文台测出水星自转周期一事，科学家将其命名为“阿雷西博峡谷”。探测中还发现，水星表面磁场约为地球表面的1%，从而导得水星磁层顶距其表面约为0.6个水星半径，不能形成辐射带。水星表面温度夜间仅为100 K，正午时为700 K。水星有一个薄薄的氦离子层，但不存在持久的大气层。至于向水星发射着陆器，有可能在21世纪初实现。



“水手”10号拍摄的水星图像

（撰写：古士芬 审订：都亨）

shuizaisheng jishu

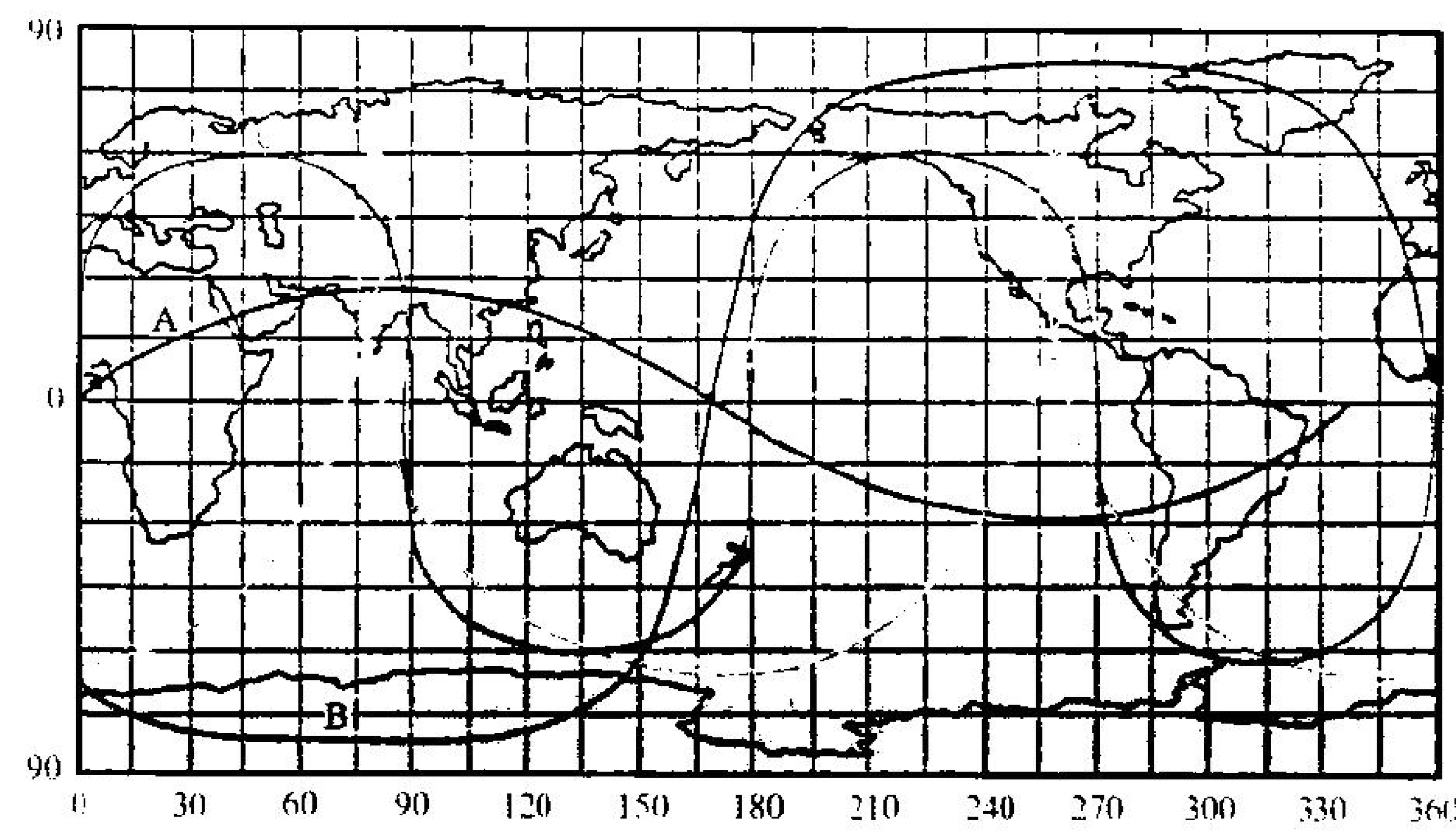
水再生技术 waste water regenerative technology 收集、处理航天员代谢和生活废水，并将其再生成为符合饮用水质标准和卫生用水标准的清洁水的技术。废水回收和再生技术包括多层过滤、膜技术、相变技术和综合处理技术等。多层过滤水处理系统采用阴、阳离子交换树脂、活性炭层和微生物控制单元等把冷凝回收水和二氧化碳还原生成水，再生成为符合饮用水标准的纯净水。多层过滤系统也可用作相变水处理系统的后处理环节，进一步把尿液等的再生水处理成为电解制氧用水。相变水处理系统要在低压力下经二次相变，把尿液中的水蒸发为水蒸气，与杂质分离后再经过冷凝系统处理转变为清洁水。尿的相变处理系统还必须设置前处理和后处理环节。主要相变废水处理系统有蒸气压缩蒸馏技术、热电及膜蒸发组合技术、气相催化除氨技术和闭环空气蒸发技术等。蒸气压缩蒸馏技术采用压缩机械把蒸发器产生的水蒸气压缩并输送到与之相连接的冷凝表面，蒸气冷凝时释放出的潜热传至蒸发表面连续使水蒸发，如此反复，即可把尿液转变为清洁水。潜热的回收利用是通过提高蒸气的饱和温度获得的。由冷凝表面到蒸发表面的总热流是由饱和温差引起的，这一温差可以使与冷凝水量相同的水量蒸发。因此，整个系统相变过程的能量消耗仅是因压缩蒸气而损失的热和机械能。该过程为被动式，无需温度控制。

（撰写：尚传勋 审订：范含林）

S

shun ni xing guidao

顺(逆)行轨道 progressive (retrogressive) orbit 从北天极看，航天器运动方向和地球自转方向相同（相反）的轨道。顺（逆）行轨道的轨道倾角小（大）于90°。当用地面轨迹来确定轨道倾角时，对于顺行轨道，倾角等于地面轨迹的最高纬度；对于逆行轨道倾角等于180°减去地面轨迹的最高纬度（见图）。图中A、B、C是圆轨道、D是椭圆轨道；A、C、D是顺行轨道，B是逆行轨道。顺行轨道一般要向东南或东北方向发射，可以充分利用地球自转的角速度，减少能量消耗。逆行轨道一般需要向西南或西北方向发射，不能利用地球自转的角速度。但逆行轨道摄动使得轨道平面绕北极向东转动，利用这个特性才能设计为太阳同步轨道。



航天器典型轨道的地面轨迹

A—航天飞机的等待轨道，$a = 6700$ km，$e = 0$，$i = 28.4°$
B—低高度的逆行轨道，$a = 6700$ km，$e = 0$，$i = 98°$
C—GPS轨道，$a = 26600$ km，$e = 0$，$i = 60°$
D—“闪电”卫星轨道，$a = 26600$ km，$e = 0.75$，$i = 63.4°$，$\omega = 270°$
a为椭圆半长轴；e为偏心率；i为轨道倾角；ω为近地点幅角

（撰写：张云彤 审订：范秦鸿）

shunshi pingheng

瞬时平衡 instantaneous balance 飞行动力学研究中使用的基本概念之一。在理想的控制系统中，所有的物体，其中也包括飞行器本身，都是无惯性的。在这一假设下，飞行器的惯性矩应当为零（$T_x=T_y=T_z=0$）；同时，在整个飞行过程中，作用于飞行器上的力矩M_x，M_y，M_z也应当为零。于是，当操纵机构偏转时，迎角α和侧滑角β都瞬时达到其平衡值，而无需经过任何过渡过程，即所谓瞬时平衡。

（撰写：关世义 审订：邵继法）

shunshi shichang

瞬时视场 instantaneous field-of -view (IFOV) 遥感器对地面或空中天体目标进行观测时的瞬态几何成像范围。它与遥感成像时的像元分辨率是角度与距离的对应，是遥感图像分辨率特性的一种静态估算，但与遥感图像的实际地面分辨率或空间分辨率并无严格直接的换算关系。对于不同的遥感器，其瞬时视场的表示方法也不一样：(1) 光机扫描式遥感器（如扫描仪）扫描瞬间与像元对应的单个光电探测器的线性尺寸对物空间的张角。一般以毫弧度表示。(2) 与像元对应的单个光电探测器的线性尺寸对光学系统后主点的张角，或者是单个光电探测器在目标面上的几何图像，即探测器的地面投影对光电遥感器的张角。一般以毫弧度表示。(3) 微波遥感器天线的半功率波束宽度所对应的视场角。一般以度来表示。在光学遥感图像的分辨率评价技术中，目前有一个更适用的概念是“有效瞬时视场”，即遥感器光学系统的调制传递函数（MTF）为0.5的空间频率所对应的光学焦面上的图像线的宽度对光学系统后主点的张角。这样的定义将瞬时视场与光学

遥感器的几何像质特性和辐射度测量保真度联系起来，与遥感图像的实际地面分辨率或空间分辨率更有对应关系。

（撰写：姜林山　审订：常际军）

shunshi shichangjiao

瞬时视场角　instantaneous field-of-view angle　任意瞬间红外装置光学系统观测到的空间立体角。位于此立体角内的红外辐射源，若在系统作用距离内，都能被探测到。瞬时视场角的大小，由探测器的形状和尺寸以及光学系统的焦距决定。在红外导引头光学系统中，当采用固定焦距时，常选择瞬时视场角为2°～4°；采用可变焦距时，在截获状态的瞬时视场一般大于4°，而在跟踪状态瞬时视场角可小于0.5°。

（撰写：吴佩伦　审订：郝祖全）

shunshi zidong zengyi kongzhi

瞬时自动增益控制　instantaneous automatic gain control　雷达接收机中根据回波信号的强弱，快速、自动调整接收机增益的技术。其响应速度要求非常快。它可分为闭环控制和开环控制两种形式。闭环控制和一般的自动增益控制原理相同，即利用负反馈对中频输出电压检波，形成控制信号去调整放大器的增益，但它的响应速度比一般的自动增益控制快，能对单个的宽脉冲信号起作用。当出现宽脉冲干扰、连续波干扰及低频调频波干扰时，它能快速改变中频放大器增益，使干扰信号衰减，防止接收机过载；而对脉冲宽度较窄的正常信号又来不及响应，因而不影响正常脉冲信号的接收。这种控制方式早期是作为一种抗干扰技术出现的。开环控制方法则是把中频信号分为两路，一路加到对数放大器输入端，其输出用于形成增益控制信号；另一路经延迟加到线性中频放大器的输入端。对数放大形成的增益控制信号用来控制线性中放中的数控衰减器，从而改变增益。由于对数放大器动态范围大，响应速度快，能及时准确地形成控制信号，因而不同强度的中频信号在延迟后到达线性中放时都能得到正常的线性放大。这种技术可用于多目标回波信号的接收和目标特性的测量等方面。

（撰写：袁德谦　审订：毕正良）

sitelin zhilengqi

斯特林制冷器　Stirling refrigerator　简称ST制冷器。由电力驱动的一种机械式制冷机。其工作原理是气体以绝热膨胀作功，即按逆向斯特林循环工作而制冷。斯特林制冷器分整体式和分置式两种，它具有结构紧凑、工作温度范围宽、起动快、效率高、操作简便等优点。两空间制冷机温度可达80 K，三空间机制冷温度可达10.5～20 K，四空间机制冷温度可达7.8 K。冷头最低温度达到6 K和3.1 K的斯特林制冷器也已研制成功。这种制冷器的缺点是噪声较大和寿命不长。它在红外技术方面有广阔的应用前景。

（撰写：邓树森　审订：夏春华）

siyanghuaerdan

四氧化二氮　nitrogen tetroxide　一种有毒的、可贮存的液体氧化剂，分子式为N_2O_4。它具有刺激性臭味，在常温下为红棕色液体，沸点为294.15 K，冰点为261.77 K，密度为1.45 g/cm³ (293 K时)。纯四氧化二氮是无色的。在常温下，四氧化二氮是四氧化二氮与二氧化氮形成的平衡混合物，液体呈红棕色，这实际上是二氧化氮的颜色。随着温度的降低，二氧化氮的含量减少，颜色变浅，降至冰点时二氧化氮完全聚合为四氧化二氮，变成无色的结晶体。为了减轻应力腐蚀和降低冰点，可在四氧化二氮中加入少量(1%～10%)的一氧化氮。含有一氧化氮的四氧化二氮为绿色液体，通称为绿色四氧化二氮。为示区别，将未含一氧化氮的四氧化二氮称为红色四氧化二氮。代号为MON−3的绿色四氧化二氮含有大约3%的一氧化氮，沸点为291 K，冰点为259.4 K，密度为1.45 g/cm³ (288 K时)。四氧化二氮属于三级中等毒性物质，空气中最高允许浓度为2×10^{-6}。红色和绿色四氧化二氮都是可贮存液体氧化剂。它们与肼、一甲基肼、偏二甲肼和混肼50组合时均为自燃推进剂，广泛应用于各种导弹和运载火箭的推进系统。

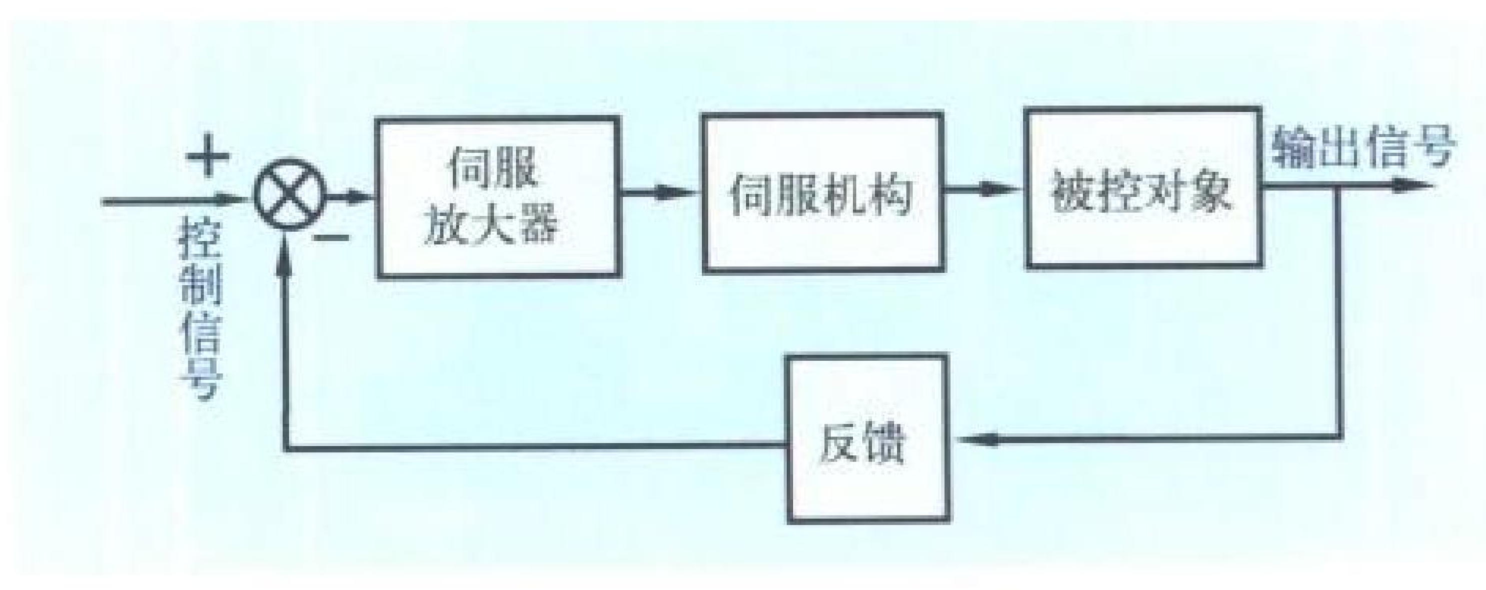
（撰写：张起源　审订：胡平信）

sifu jigou

伺服机构　servomechanism　按照伺服放大器的小功率控制信号的大小和极性来操纵负载运动的装置。导弹伺服机构用于操纵舵面、摆动发动机和可动喷管的偏转或扰流片的运动。按能源种类可分为电动伺服机构、气动伺服机构和液压伺服机构。伺服机构是伺服系统的重要组成部分，对它的主要要求包括：输出力矩足以克服所有负载力矩；具有足够的输出轴行程和运动速度；响应速度快；线性度好；结构简单，体积小，质量小。　（撰写：高可人　审订：王淑萍　仲伟生）

sifu xitong

伺服系统　servosystem　又称随动系统或跟踪系统。输出量(机械位移、速度和加速度等)以一定的精度跟随输入量变化的反馈控制系统。它实质上是一种消除误差的反馈系统。按系统主要组成元件的物理性质不同可分为电气伺服系统（又称电动伺服系统）、液压伺服系统和电气—液压伺服系统、电气—气动伺服系统。根据伺服系统中所包含的元件特性和信号作用特点，又可分为连续控制的伺服系统和断续控制的伺服系统。导弹伺服系统通常是位置伺服系统，其输入信号与反馈信号进行比较后所形成的误差信号，使系统的输出位移跟随输入信号的变化而变化，并力图使误差信号为最小。伺服系统的功用是根据输入信号的大小和极性按比例地操纵导弹的摆动发动机、舵面或可动喷管的偏转角，以控制导弹的运动或姿态。



导弹伺服系统方块图

（撰写：马宝国　审订：刘坤山）

sousuo jiuyuan he huishou

搜索救援和回收　search, rescue and recovery　对返回后的载人飞船返回舱、航天员和物质性有效载荷进行的一系列操作过程。搜索是指搜索人员根据航天指挥控制中心提供的返回舱落点预报，通过无线电、目视和其他手段，在预定地面空间寻找返回舱的活动。无线电搜索设备包括短波、中波



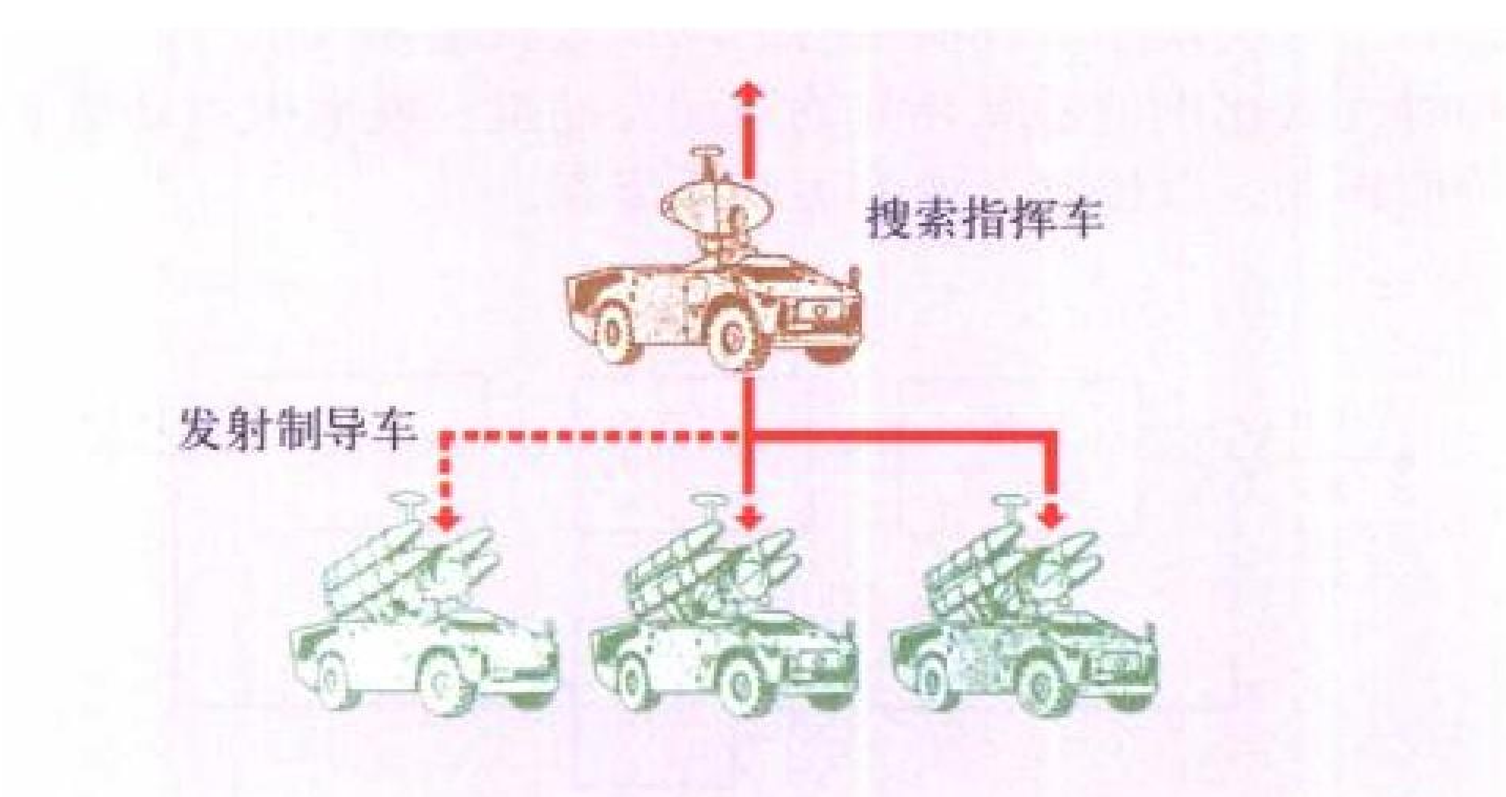
返回式卫星回收

和超短波无线电定向仪，可搜索返回舱发出的标位信号，确定其方位。目视搜索设备包括望远镜和夜视仪等，可增强人眼目视能力，发现返回舱。救援是指在返回舱着陆（溅落）现场，救援人员对航天员进行医疗检查和救护的过程。在着陆场，航天员运输车上配有医监医保设备，可对航天员进行紧急医疗救护，必要时可转运至后方支持医院。在陆上应急着陆区和海上应急溅落海域，也有类似的医疗设施。回收是指回收人员完成对返回舱、航天员和物质性有效载荷的现场处置后将其转运至指定地点的过程。

（撰写：夏南银　审订：刘志逵）

sousuo zhihuiche

搜索指挥车　surveillance and command vehicle　在地空导弹武器系统的基本作战单元中，用来搜索发现目标并指挥控制导弹发射制导车进行防空作战的车辆。搜索指挥车通常应具有目标搜索发现、目标敌我识别、目标威胁判断和排序、通过数据传输系统为导弹发射车（单元）分配目标数据并接收发射车（单元）回传的作战状态信息及协调指挥整个作战单元的防空作战等功能。武器系统作战单元如图所示。



基本作战单元中的搜索指挥车

（撰写：林玉琛　审订：张志鸿）

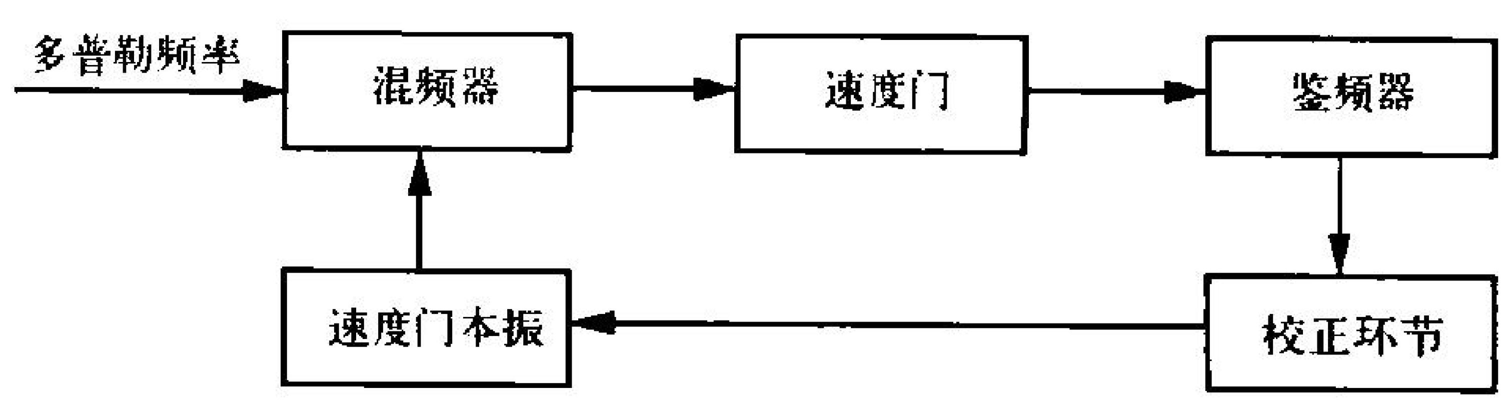
sudubi

速度比　velocity ratio　攻击活动目标时导弹速度与目标速度的比值。在设计导弹时，所取速度比数值或其变化范围与导引方法有密切关系。例如选用追踪法攻击目标时，速度比介于1与2之间才能得到比较平直的弹道，易于保证导弹命中目标。速度比超过此范围，则弹道曲率大，难以完成作战任务。在对高速目标的拦击中，如果速度比小于1，往往要采用迎击式的预测命中点方法。

（撰写：羌铎　成楚之　审订：彭冠一）

sudu genzong

速度跟踪　velocity tracking　系统对目标多普勒频率的跟踪。速度跟踪通常用多普勒跟踪器完成，如图所示。多普勒跟踪器依靠具有窄带滤波功能的速度门，在频率域选通信



典型多普勒跟踪器框图

号，抑制地杂波和干扰，保证系统能鉴别目标速度和提供目标相对运动速度的估算值。具有速度跟踪能力的系统，通常采用连续波或脉冲多普勒信号，能区分静止和运动目标，有较好的低空性能和对抗无源干扰的能力。

（撰写：吴佩伦　审订：郝祖全）

sudu guanji

速度关机　speed shutdown　火箭／导弹按预定的速度特征量关闭发动机的关机方式。当火箭的实际飞行速度特征量达到预先装定的速度特征量时，发出关机指令，控制发动机关机。在显式制导控制下，通常是经过导航运算得到速度分量来计算火箭速度。在摄动制导控制下，将速度函数在理论关机点附近进行泰勒级数展开，取一阶项，忽略高阶项，使其成为速度分量的增量函数。飞行中，根据测得的火箭／导弹运动参数，计算速度关机特征量K_V，同理论速度关机特征量$\bar{K}_V$比较，当$|K_V-\bar{K}_V|\leqslant\varepsilon_V$时（$\varepsilon_V$是与$\bar{K}_V$和计算机计算步长有关的充分小的正数），发出关机指令，关闭发动机。在大干扰下，这种方式关机精度较差，一般都采用速度的全量控制。

（撰写：谢全根　审订：刘竹生）

sulü jielian guandao xitong

速率捷联惯导系统　rate strapdown inertial guidance system　由速率捷联惯性测量组合与导航计算机组成的制导系统。通常在速率捷联惯性测量组合中，正交或非正交地固定安装3个加速度计和3个单自由度速率陀螺。3个速率陀螺可以敏感组合体的角速度矢量$\boldsymbol{\omega}$，3个加速度计可以敏感组合体的视加速度矢量$\boldsymbol{W}$。因为此类惯性测量组合体与弹体固连安装，故称为捷联惯性测量组合，又因采用速率陀螺，所以该惯导系统又称速率捷联惯导系统。在实现组合体与导航坐标系的初始对准后，根据角速度的测量值可以计算出组合体坐标系相对于导航坐标系的姿态角或方向余弦矩阵。视加速度矢量的测量值可以通过方向余弦矩阵转换到导航坐标系，再经过导航计算求出组合体相对于导航坐标系的速度和位置，并且进行姿态角解算和坐标变换。因此速率捷联惯导系统对导航计算机要求比较高。近年来，由于计算机技术的迅速发展，使得速率捷联惯导系统在航空、航天和地面车辆的导航中得到了广泛应用。

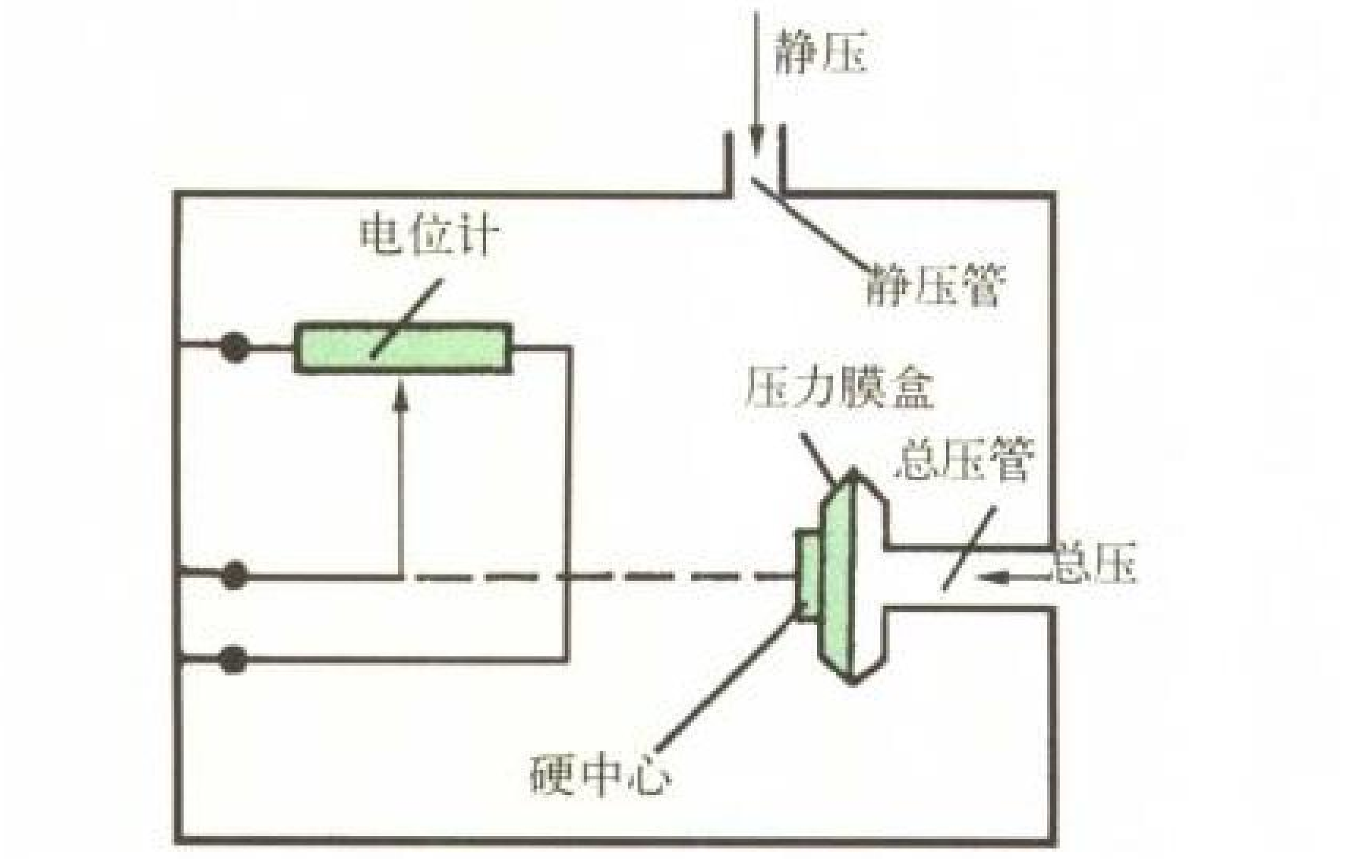
（撰写：李连仲　于绍浦　审订：王京武）

sulü tuoluoyi

速率陀螺仪 rate gyroscope 见阻尼陀螺仪。

suya chuanganqi

速压传感器 velocity-pressure transducer 测量导弹周围大气静压与总压（静压加动压）差值的装置。其敏感元件为压力膜盒。它装在有气密壳体的内腔中，并与总压管相通（总压管沿着飞行方向），内腔通过静压管与大气相通（见图）。当导弹飞行速度增大或减小时，总压与静压的压力差随之变化，于是膜盒的硬活动中心产生位移，经放大后使得电刷移动而输出与速压成比例的信号。它可用来改变导弹伺服系统（舵系统）的增益，满足导弹高空动态品质与低空稳定性能要求。



速压传感器原理图

（撰写：马宝国 审订：刘坤山）

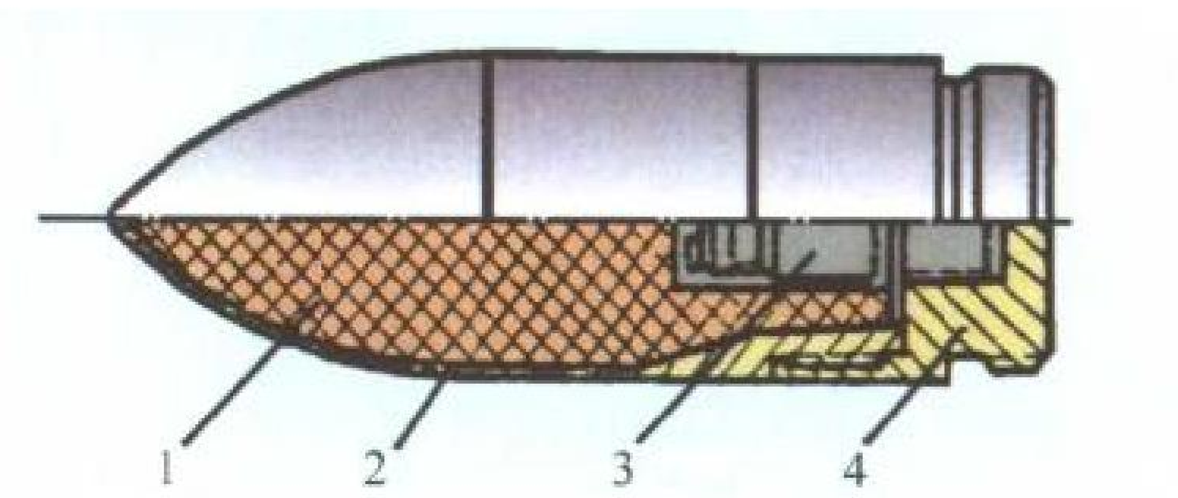
surongjiao tuijinji

塑溶胶推进剂 plastisol propellant 由固体树脂颗粒、不挥发性液体增塑剂、无机固体氧化剂和铝粉组成，通过固体树脂颗粒在不挥发性液体增塑剂中的溶胀（溶剂化或溶解）完成固化成形的固体推进剂。实现溶剂化或固化的方法是把不挥发性液体增塑剂加热到一定温度，使树脂颗粒很快地（在几分钟内）溶于增塑剂中，形成浆状塑溶胶。该塑溶胶在温度重新降至室温时具有橡胶状固体的特性。塑溶胶推进剂主要有浇注型双基或改性双基推进剂和聚氯乙烯推进剂两种类型。制备方法有两种：(1) 配浆浇注法，先进行硝化纤维素或含部分固体填料的球形药粒制造，然后进行固体物料的混合和浇注溶剂（增塑剂）配制，最后制成具有良好流动特性的淤浆进行浇注和固化成形；(2) 空隙浇注法，先制成浇注药粒，将其装入模具（发动机）中，再用增塑剂进行充隙浇注，最后固化成形。改性双基推进剂和聚氯乙烯推进剂大都采用配浆浇注法。用于塑溶胶推进剂的树脂应呈球形（或近于球形），粒度最好在 30 μm 左右或更小些，内部无空隙，且具有洁净表面，这样才能制成性能良好的塑溶胶。所形成的塑溶胶必须能充填大量的氧化剂或其他细碎的固体组分。在塑溶胶推进剂加工中，球形药粒或树脂粒子在加工温度下不宜溶剂化过快，这一点是很重要的，否则其适用期太短。该种推进剂与压伸型双基推进剂相比，优点是可制成大尺寸和药形复杂的推进剂药柱，为将线性高分子材料用作固体推进剂粘合剂拓宽了应用范围。

（撰写：王北海 审订：李谨卫）

suijia dantou

碎甲弹头 high explosive squash head (HESH) warhead 利用应力波所造成的碎甲效应破坏装甲目标的弹头。它由壳体、塑性炸药、底部引信和连接螺栓组成（见图）。该类型弹头的特点是壳体前薄后厚，外形较钝，装药是可塑炸药，装填系数较大。碎甲弹头除碎甲作用外还有一定的杀伤作用。



碎甲弹头

1—主装药；2—壳体；3—引信；4—连接螺栓

（撰写：于德滨 审订：薛成位）

suojin zhuangzhi

锁紧装置 locking device 连接器上保证插头和插座插合后不松动的装置。它能防止振动、冲击等造成的接触不良，有螺纹式、卡口式、法兰式、箱扣式、中心螺钉式、推入式和快速分离式等类型。锁紧装置有时也指一种把转子锁定在所需的起始位置，起定位作用的机械或机电式装置。它在惯性控制系统或导弹、火箭和航天器运输时锁住陀螺框架，以避免发生碰撞。锁紧装置有电动、气动和手动的，一般由定位件和传动机构两部分组成。（撰写：马宝国 审订：刘坤山）

suoxiang jishu

锁相技术 phase locking technique 跟踪和锁定信号相位的环路（锁相环）设计技术。锁相环是一个能跟踪输入信号相位的闭环自动控制系统，由鉴相器、低通环路滤波器和电压控制振荡器构成一个负反馈系统。锁相环的捕获和同步有 3 个重要指标。捕获的指标之一是环路捕获带宽 $\Delta\omega_p$，表示环路能通过捕获过程进入同步状态所允许的最大固有频差$|\Delta\omega_p|_{max}$。设计时必须保证 $\Delta\omega_p=|\Delta\omega_p|_{max}$。另一指标是捕获时间 T_p，它是环路由起始时间 t_0 到进入同步状态的时间 t_a 之间的时间间隔，即 $T_p=t_a-t_0$。同步后环路锁定的稳态相差 $\theta_e(t)$ 表示跟踪的精度。锁相技术的重点在于分析环路跟踪状态的时域响应、频率响应和稳定性等，主要方法是用拉氏变换法求解线性微分方程。锁相环有模拟电路式、全数字电路式、混合式和单片电路式等几种。锁相技术主要应用于航天飞行器的测速定轨，深空探测，相干通信的相干解调、载波同步和位同步等。

（撰写：陈作人 审订：蒋轩祥）



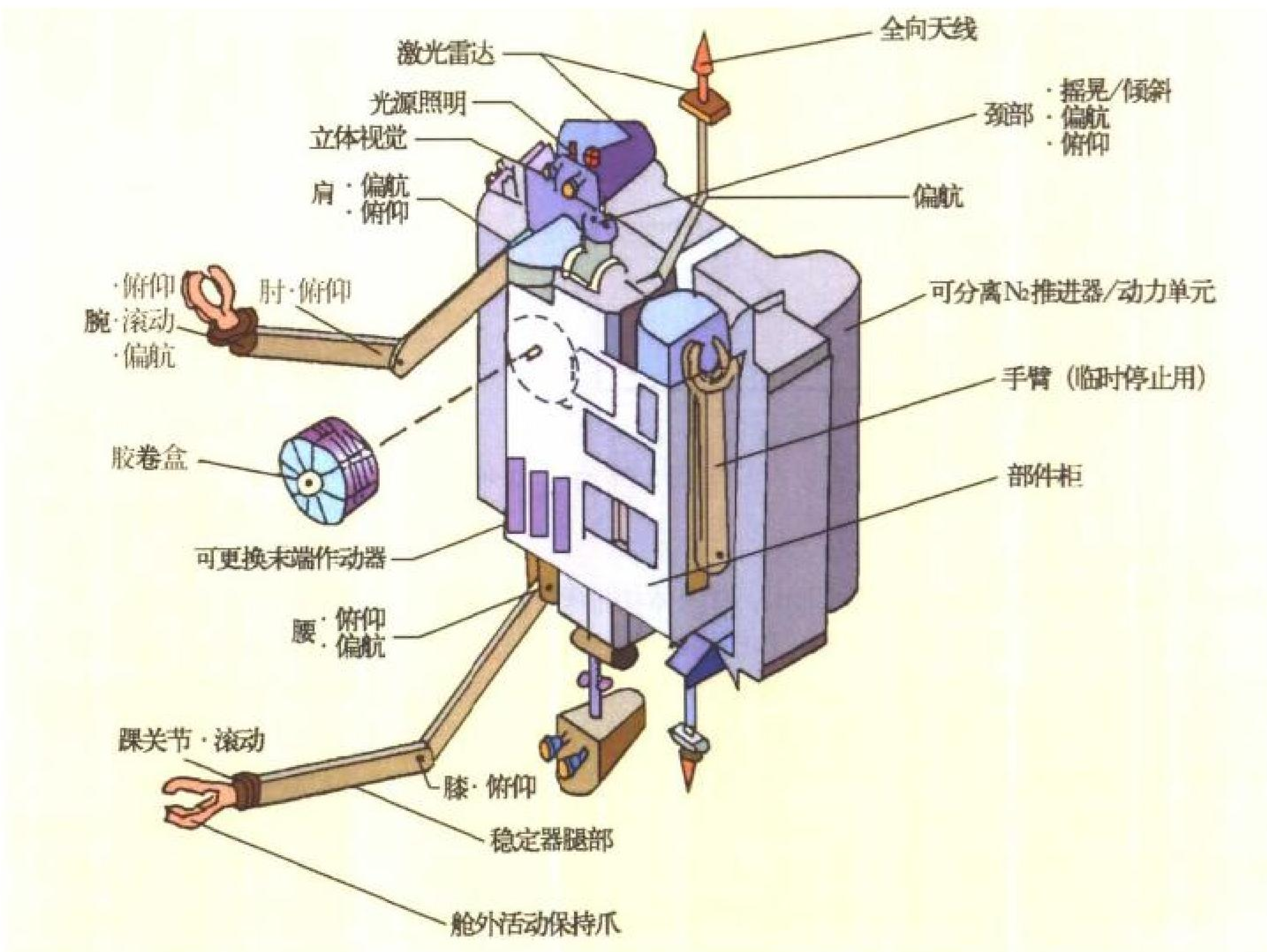
taikong

太空 space 又称外层空间或空间。地球大气层以外的宇宙空间。太阳系以内的空间可分为行星空间和行星际空间。行星空间是指行星引力的作用范围，或行星磁层、大气层所及范围。例如地球空间，若按地球引力作用范围来确定，其半径为从地心向外约93万千米；若按地球磁层所及范围来确定，其半径为从地心向外约6.5万千米。太阳系行星之间的空间(除行星空间外)称为行星际空间，其半径外点距太阳约60亿千米。太阳系以外的空间可分为恒星际空间、恒星系空间和星系际空间等。一些国际组织规定，距地球约等于或大于地—月距离(约38.4万千米)的空间称为深空。有时把地球静止卫星轨道高度(约3.58万千米)及其以下的空间称为近地空间。外层空间的下界至今尚未定论，一般认为下界距地面100千米左右。

(撰写：侯深渊 审订：孙家栋)

taikong jiqiren

太空机器人 space robot 又称空间机器人。一种在航天器上从事空间作业的通用智能机电系统。太空机器人在微重力、高真空、昼夜温差大、辐射强、照明条件差的太空环境下工作，可协助人在太空从事下列主要工作：(1)空间建筑与装配；(2)在轨维修航天器；(3)空间生产和科学实验；(4)空间探测；(5)空间防御。太空机器人由装有灵巧末端执行器的多臂协调操作系统、外部敏感器系统(包括能同时确定位置和姿态的三维立体视觉、接近觉、触觉、滑觉、力觉等传感器)和机器人本体组成，高级的自主机器人还备有语音控制系统。太空机器人按其结构和功能可分为3个基本类型：(1)遥控机械手。一种由人遥控的多关节机械装置，操纵者是控制回路的直接组成部分，由于控制信号的传送、处理和反馈的延时，可能使系统不稳定；(2)遥控机器人。将遥控与一定级别的自主技术相结合的人—机混合遥控机械装置。遥控机器人接到控制人员的遥控操作指令后，根据机器人自身各敏感器采集的信息在计算机控制下完成指定操作。操作人员不直接介入机器人控制回路，而是借助于遥控装置发来的信息作决策；(3)自主机器人。具有多种感官功能、不需要人操作操纵、能自行决策完成作业的智能机器人。早期航天器上应用的均是遥控机械臂。目前美国、日本、西欧等国正在研制空间站初级阶段应用的遥控机器人。随着航天活动的发展及未来外层空间和行星探测任务的需求，遥控机器人无法满足机器人实时控制的需要，自主机器人是未来空间机器人的必然发展趋势。图示遥控机器人用全向天线与空间站通信，采用激光雷达和彩色立体视觉系统进行导航和识别目标。手爪上装有触觉、滑觉和接近觉传感器，腕部装有力觉传感器，用以增加操作的灵巧性和精确性。体内可携带多种作业工具。需要时，它可乘坐喷气背包(参见载人机动飞行器)，飞离空间站去执行任务。

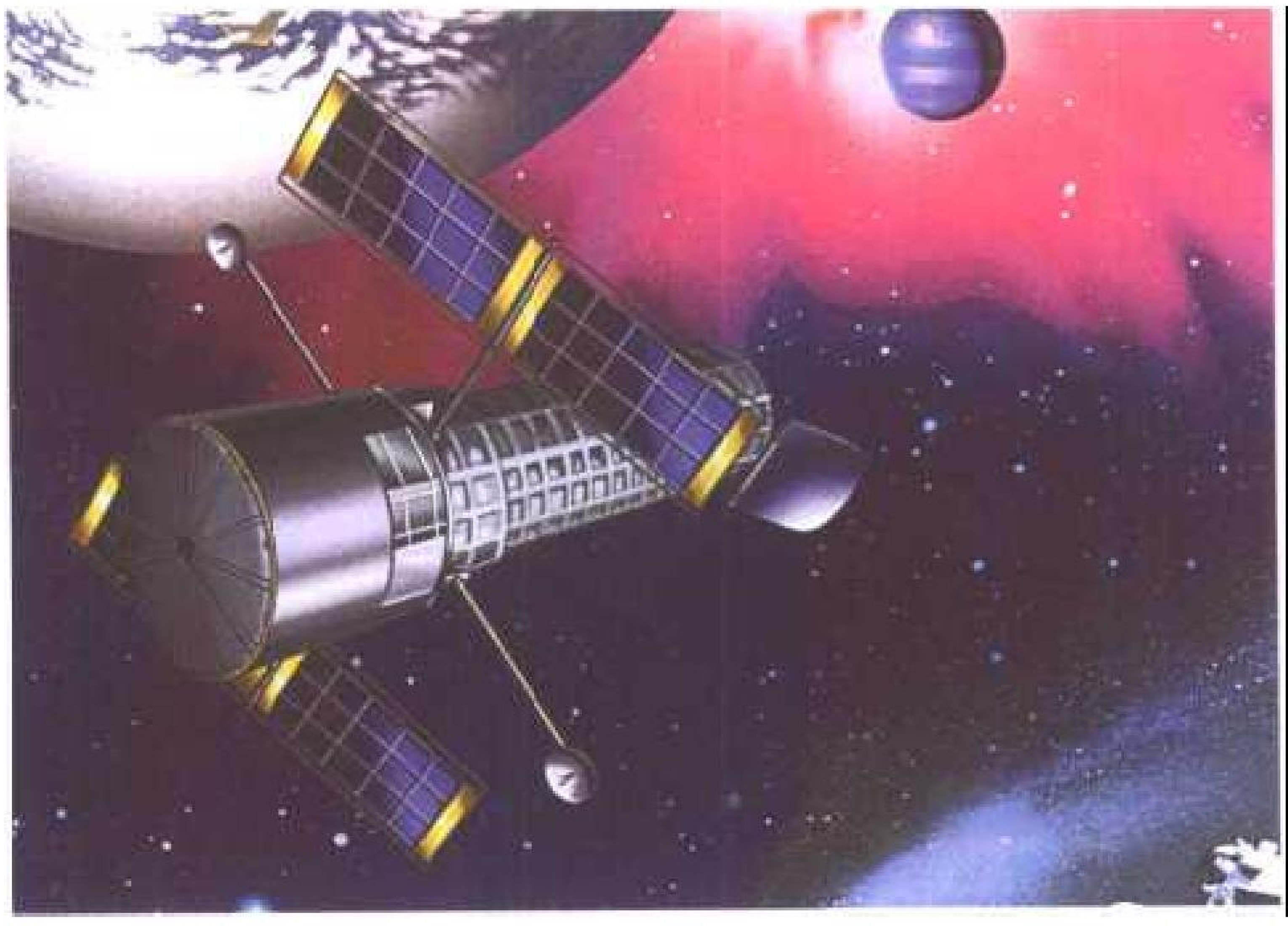


波音公司研制的空间站舱外活动自由飞行机器人

(撰写：潘科炎 审订：王旭东)

taikong wangyuanjing

太空望远镜 space telescope 在地球大气层外的太空轨道上进行天文观测的无人航天器。与地面天文观测相比，利用太空望远镜进行天文观测的优越性在于：突破了地球大气层对天体辐射的阻挡和对观测分辨率、灵敏度的限制；可实现高分辨率、全波段、全时段、全方位、无大气抖动和散射光干扰的空间天文观测。太空望远镜主要对太阳、各类天体、银河系辐射源及河外辐射源进行红外、紫外、X射线和γ射线观测。太空望远镜的出现有力地推动了太阳物理学、行星物理学、恒星物理学的发展，而且促进了新的天文学分支——空间天文学的形成。太空望远镜对太阳的观测提供了太阳风、耀斑粒子发射和太阳磁场等方面的新知识；而红外、紫外、X射线和γ射线观测对太空中各类辐射源的发现大大丰富了人类对宇宙的认识。从20世纪60年代末至今，根据各种太空望远镜的观测数据，获得了恒星紫外观测星表、发现了数百个X射线源、γ射线源以及数十万个红外辐射源。最著名的太



"哈勃"太空望远镜观测星空

空望远镜是1990年4月25日美国发射的"哈勃"太空望远镜，总重13 t，设计寿命15年，它是目前在轨质量最大、技术最复杂的天文观测卫星，经过1993年和1997年两次在轨维修，性能显著提高，观测谱段从紫外扩展到红外，可辨别相距140亿光年的天体。"哈勃"太空望远镜主要由3部分组成：光学望远镜、科学仪器和装载前两部分的系统支持模块。科学仪器包括高分辨率光谱仪、宽视场/行星相机以及微光摄像机。其分辨率达到了0.02角秒，可探测到微弱的28等星，能够观测到比在地面所能看到的暗20倍的星体。"哈勃"太空望远镜的观测，发现了许多关于行星、恒星和星系的大量新内容，这些发现显著地推动了有关宇宙年龄和大小的判断。1997年，"哈勃"太空望远镜发现了比太阳亮1000万倍的一颗恒星，为揭示恒星演化提供了新的线索。

（撰写：卢 波　审订：朱毅麟）

taikong zuozhan

太空作战 space war 作战双方至少一方在大气层以外发生的军事对抗行动。它包括用天基武器攻击空间、空中、海洋和陆上目标，或用陆、海、空基武器攻击空间目标。随着空间军事化和商业化的迅猛发展，空间已成为继陆、海、空之后，维护国家安全和利益必须关注和占据的战略"制高点"。正如第一次世界大战时战场空间主要局限于陆地和海洋，到第二次世界大战时则迅速扩展到空中一样，现代战场空间已经从陆海空进一步延伸到外层空间。太空作战具有作战空间大（陆、海、空、天四维空间）、作战手段多样、快速、准确、高效等特点，它的出现将使作战手段和方式产生革命性变化。

（撰写：陈有荣　审订：龚念曾）

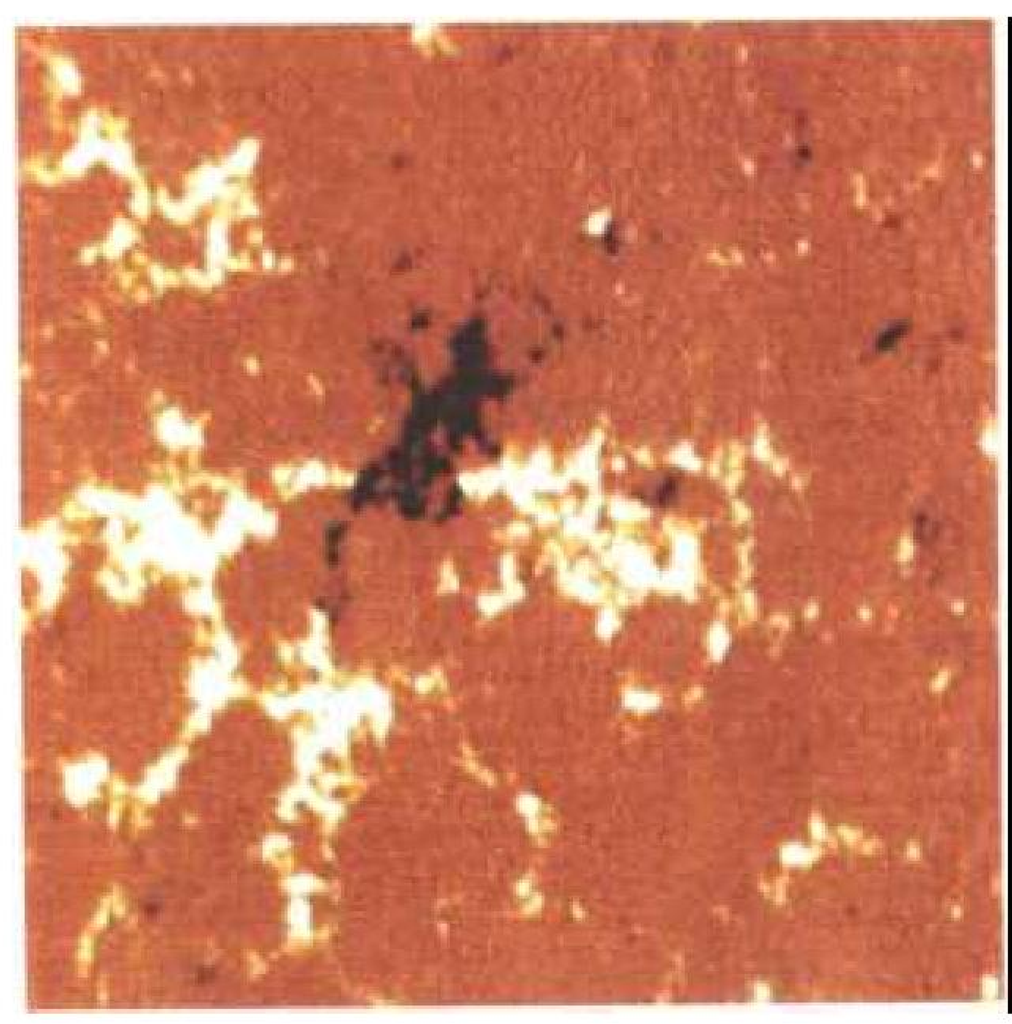
taikong zuozhan huanjing

太空作战环境 space war environment 太空作战所处的战场环境。目前主要是指军用航天器运行的近地空间环境和日地空间环境。太空作战环境非常复杂，包括高真空、强电磁辐射、高能粒子辐射、等离子体、太阳风、磁场和引力场等自然环境和空间碎片等人为环境，而且还受到太阳活动的强烈影响。如同传统的陆战、海战、空战受战场环境的影响很大一样，太空作战环境等对天战的作战平台和武器效能等也具有重要影响。强辐射、地球高层大气、引力场、磁场、空间碎片等对天战平台的材料、部件及其轨道与姿态的保持等具有较大影响，可造成天战平台性能降低，发生故障甚至报废；等离子体、太阳风、引力场、磁场等直接影响到激光束、微波束和粒子束等的传输，从而可降低天基激光武器等天基武器的作战效能。在未来天战中，既可以监测、预报太空作战环境以保障己方天战实施，又可以利用太空作战环境，即采取人工干扰电离层、高空核爆炸形成人工辐射带等手段人为地影响太空作战环境，以此作为进行天战的重要手段。以美国为首的军事航天大国十分重视太空作战环境的监测与利用，为其军事航天活动和未来太空作战服务。

（撰写：陈有荣　审订：龚念曾）

taiyang cichang

太阳磁场 solar magnetic field 太阳上所有磁场的总称。太阳表面和整个太阳大气层都有磁场存在。目前受观测手段的限制，只能观测到太阳表面的磁场。太阳磁场的起源还是个悬而未决的难题。太阳磁场可利用太阳光谱线的塞曼效应测量。太阳磁场有许多复杂的磁结构，正是这些错综复杂的磁结构形成了太阳上的各种活动现象。太阳表面磁场可分为活动区磁场和普遍磁场。活动区磁场主要指黑子磁场（参见黑子磁场），普遍磁场是活动区外的日面宁静区的微弱磁场。由于局部活动区磁场的干扰，太阳普遍磁场只有在两极区比较显著，但也只有$1\times10^{-4}\sim2\times10^{-4}$ T。太阳普遍磁场的强度经



日面磁场（黑色和白色表示相反的磁极）

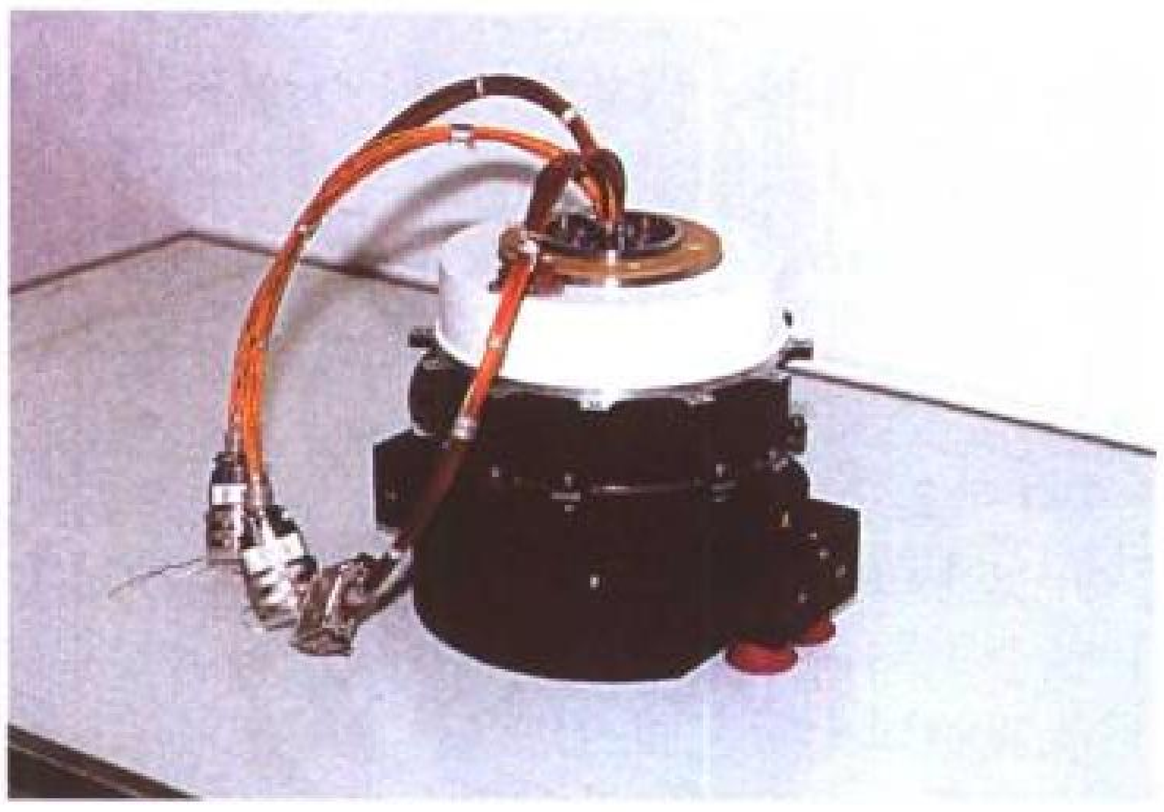
常变化，甚至极性会突然转换。高分辨率的观测表明，太阳磁场还有很复杂的精细结构，表现为许多磁结点的形式。宁静区的磁结点的范围有200 km，但磁通量占整个宁静区的90%左右，其磁场强度可达十分之几特斯拉。太阳磁场在磁场"冻结"的情况下，随太阳风粒子向外延伸，形成扇形结构的行星际磁场。到达地球磁层前的行星际磁场状态决定着近地空间的许多现象和扰动，是空间环境科学非常关注的量。

（撰写：吴中华　审订：都 亨）

taiyang dianchizhen qudong jigou

太阳电池阵驱动机构 solar array drive assembly (SADA) 驱动太阳电池阵对太阳定向以产生电能的机构。它主要以转动运动自由度表征其特征。其主要功能是驱动太阳电池阵相对航天器转动，使电池阵面的法线与太阳光束重合，从而获取尽可能多的电能。驱动机构把电池阵收集的电能，以及表征电池阵工作状态的信号和安装在电池阵上的太阳敏感器（如果配置的话）的测量信号通过其内部的导电环传输到星体里，供航天器有关分系统使用。太阳电池阵驱动机构一般由结构本体、电机、传动机构、轴系和导电环等组成。太阳电池阵驱动机构主要工作模式有跟踪、捕获、保持等。依航天

器的要求不同有所增减。太阳电池阵驱动机构是航天器上少数无法备份的部件之一，它的失效会导致整个航天任务的失败，其可靠性至关重要。



太阳电池阵驱动机构

（撰写：高 星 审订：潘科炎）

taiyang dianchizhen xudianchizu dianyuan xitong

太阳电池阵／蓄电池组电源系统 solar array/battery power system 由以太阳电池阵作为发电装置，蓄电池组作为储能装置，与配电系统所需的相应功能的电源控制装置构成的航天器电源系统。太阳电池阵在轨道的光照期间发电，为航天器的用电负载提供电能，同时为蓄电池组充电。太阳电池阵分为体装式和展开式两种安装方式。目前绝大多数的航天器都采用展开式太阳电池阵。太阳电池阵由电气系统、压紧展开释放锁紧机构和结构（基板）、驱动和传输机构等部件组成。电气系统由换能器件太阳电池通过互连片（条）串并联连接，用引出线引出，由滑环传输到母线。太阳电池阵的输出功率通过分流调节器或跟踪最佳工作点的功率调节器调节，使母线电压稳定在一定的范围内输出。分流调节器与蓄电池组并联连接，不损耗功率，功率调节器串联于母线和太阳电池阵之间，多用于小卫星。蓄电池组在地影期间将在光照期储存的电能释放到母线上，为航天器的用电负载提供电能。蓄电池组与母线的连接方式主要有继电器、二级管网络和放电调节器等，前者只适用于小功率航天器。

（撰写：陈小竞 审订：褚桂柏）

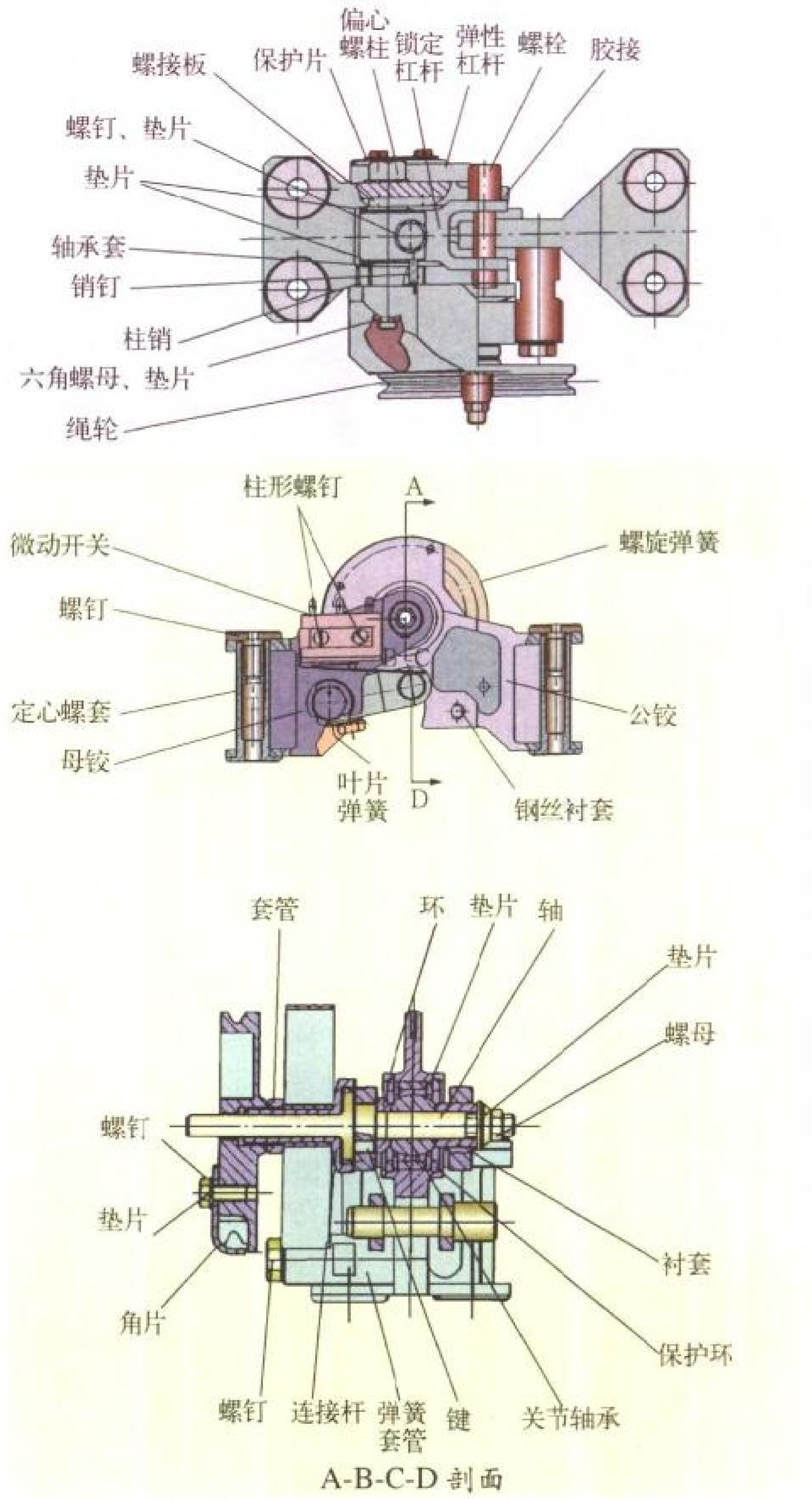
taiyang dianchizhen yajin shifang jigou

太阳电池阵压紧释放机构 solar array holddown and release mechanism 把折叠式太阳电池阵压紧在航天器侧壁并可根据指令使其释放的机构。对于较小面积的太阳电池板，可以采用沿板边几点上安装压紧夹的方式，各压紧夹通过绳索或连杆与中心释放装置相连。对于较大面积的太阳电池板，则需要在太阳电池板面内设置压紧点，并采用自身具有单独释放装置的单个压紧杆。释放装置一般采用火工品切割器，在规定指令下通电引爆火工品，推动切刀切断释放装置中相应的连接杆或绳索，使太阳电池阵释放。

（撰写：陈烈民 审订：赵坚成）

taiyang dianchizhen zhankai jigou

太阳电池阵展开机构 solar array deployment mechanism 使压紧机构释放后的收拢状态太阳电池阵展开的机构。不同类型的太阳电池阵可采取不同形式的展开机构，如扭簧铰链式、套筒式、伸缩器式、伸展杆式、格柱式等。目前应用较广泛的折叠式刚性太阳电池阵一般都采用扭簧铰链式展开机构（见图）。它依靠各太阳电池板之间铰链内的扭转弹簧动力，驱动各太阳电池板逐渐展开，最后由相应的展开锁定装置把各太阳电池板锁定在所需的位置上。必要时还需在太阳电池阵上安装展开阻尼器，以降低太阳电池阵的展开速度和锁定时的冲击载荷。为了保证各太阳电池板在展开过程中不相互碰撞，必须采取专门的展开控制装置（如简单而有效的绳索联动装置），使各太阳电池板同步展开。



太阳电池阵扭簧铰链式展开机构

（撰写：陈烈民 审订：赵坚成）

taiyang dianci fushe

太阳电磁辐射 solar electromagnic radiation 太阳向宇宙空间辐射的电磁波，它包含从γ射线到射电的广阔波长范围。辐射能量主要分布在紫外、可见光和红外光谱区，其中0.2～10.0 μm的辐射占太阳所有电磁辐射能量的99.9%，最大辐射能量位于波长0.480 μm处。而极紫外、X射线光谱区和射电波段辐射所占比例很小，但这部分辐射随太阳活动有较大的变化。太阳中心部分不断进行的氢核聚变，是维持太阳强大电磁辐射的源泉。从地球及附近空间观测到的太阳电磁辐

射基本上是从光球层发出的。太阳电磁辐射通常用太阳常数和太阳光谱辐射照度来描述。太阳常数，是指在距离太阳一个天文单位处，在地球大气层外，垂直于太阳光线的单位面积上，单位时间内接收到的来自太阳的总电磁辐射量，常以S表示，目前太阳常数取值为1371 ± 5 W/m^2。太阳光谱照度是指单位时间内，通过垂直于太阳光线单位面积的单位波长间隔内的辐射能量。地外太阳光谱辐射照度为在距离太阳一个天文单位处，在地球大气层外接收到的来自太阳的光谱辐射照度。

（撰写：张仲谋　审订：都　亨）

taiyang dongli dianyuan

太阳动力电源　solar dynamic power　用太阳能加热一种流动工质以驱动一个涡轮交流发电机的发电系统。为了在地影期间提供连续的电源，太阳动力电源系统必须配备储能装置，在光照期间将一部分太阳能储存起来在地影期间释放，为涡轮交流发电机提供能量，驱动交流发电机发电。太阳动力电源系统用热能储存系统代替太阳电池阵/蓄电池组系统中的化学能储存系统。热能储存系统的储热材料为融熔盐。热能储存系统比蓄电池组寿命更长，蓄电池组在中低轨道往往都受到寿命的限制，而热能储存系统则不存在这个问题。太阳动力系统在轨道的转换效率（轨道期间产生的电能与吸收太阳能之比）为14%～16%，比传统的太阳电池阵/蓄电池组系统高4%～6%，达到先进的硅太阳电池的水平。太阳动力电源系统的寿命循环消耗比光伏太阳电池系统低。技术先进的接收机和变换器的系统额定功率可以达到10 W/kg。

（撰写：陈小宽　审订：褚桂柏）

taiyangfeng

太阳风　solar wind　高温高导电的太阳日冕气体向外膨胀而连续不断地生成的超声速等离子体流。太阳风的主体是来自太阳的径向流，其上冻结着太阳磁场。太阳风等离子体由电子和离子组成，离子中95%的正离子是质子，3%～4%为双电荷的氦离子。太阳风参量的变化范围很大，密度在每立方厘米3～30个之间变化，速度在270～900 km/s之间变化，偶尔可达到1000 km/s。太阳风有着复杂的时空变化结构，它既有瞬变结构（如行星际激波、磁云、高密度结构等），亦有大尺度结构（如日冕洞发出的高速等离子体流、日球电流片附近的低速等离子体流等）。这些结构与太阳磁场的性状以及源自太阳的波动及扰动等紧密相关，也就是说它们受太阳本体控制，因而太阳风等离子体参量也有随太阳活动的周期性变化和随太阳的共转变化及瞬态变化等。同时太阳风中这些结构在行星际传输中还受到波—波、波—粒子、粒子—粒子等相互作用的影响。太阳风分为太阳风低速流和高速流。充斥行星际空间的太阳风构成了行星际介质的主体，它是地球空间的重要外部环境，是引起地球环境扰动的媒质，故对航天和人类生存活动来说太阳风影响至关重要。

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

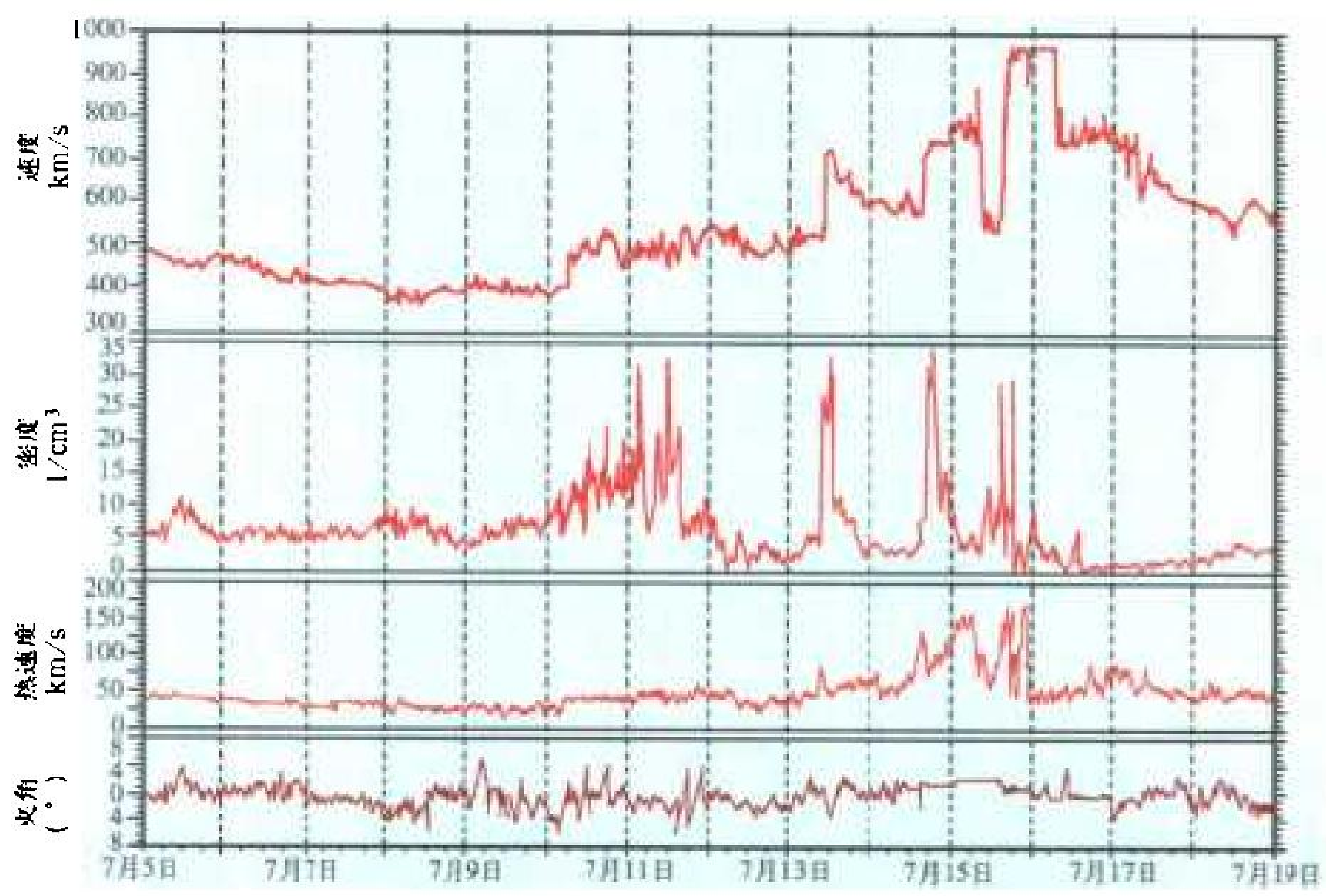
taiyangfeng disu liu

太阳风低速流　low speed solar wind stream　它是指由太阳表面的宁静日冕区或整个太阳表面处于宁静状态下而生成的太阳风。太阳风低速流的整体速度相对来自日冕区—冕洞的太阳风高速流较低，约为300～500 km/s，因此又有人称它为背景太阳风。它构成太阳风的大尺度结构。太阳风低速流的形态参见太阳风高速流附图中的2000年7月5～19日的数据变化情况。

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

taiyangfeng gaosu liu

太阳风高速流　high speed solar wind stream　它是指来自太阳低温、低密度日冕区—冕洞的太阳风。表现为整体速度相对于背景太阳风要高得多，最高可达1000 km/s，持续时间4～5天，上升前缘太阳风等离子体密度值上升很快，持续1天后降低，再持续3～4天。它有27天重现性，可连续出现在几个太阳自转周中。它是太阳风的大尺度结构。典型的太阳风高速流如图所示。



"太阳日光层观测台"卫星于2000年7月5～19日获取的太阳风观测结果

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

taiyang fuzhao shiyan

太阳辐照试验　solarizing test　评定在室外无遮蔽环境中使用和贮存的产品承受太阳辐射热和光化学效应的能力的试验。在太阳辐照试验中，将产品放入试验箱内，模拟日光条件，经一定周期观察其外表变化及检查工作性能。太阳辐射是太阳以电磁波形式传到地球上的一种能量。在地球上，最强的太阳辐射在热带和赤道区，但是在温带区太阳热、光学效应及这两种效应的组合仍然有很大损害。太阳辐射对材料的损害主要来自太阳光谱中的紫外线（波长0.28～0.4 μm）和红外线（波长0.78～3.0 μm）。对非金属，尤其是有机物和合成材料是最易受太阳光影响的，如天然橡胶和合成橡胶会变质、塑料变暗，油漆失去其保护特性，聚合物的强度和韧性显著降低等。因此应根据产品使用地区和工作场合确定辐射条件进行试验，检验产品是否符合技术要求。

（撰写：丁恕海　审订：王文忠）

taiyang gama shexian baofa

太阳伽马射线爆发　solar gamma ray burst　太阳耀斑出现时伽马（γ）射线波段的突然能量释放。光子能量常常高达数十万电子伏，爆发寿命很短，持续时间仅数十秒，这种爆发于1958年第一次探测到。更高能量的γ射线分立谱线则是在1972年8月4日的著名大耀斑中确切探测到的。这些射线的存在表明，在耀斑区存在复杂的核碰撞、核激发，以及其他一系列

反应。它们导致了中子俘获、π^0、π^+介子衰变、放射性核的正电子发射、正负电子对湮灭等过程的发生。因此，太阳伽玛射线爆发的研究常常给予我们很多有关高能粒子的耀斑物理条件的有价值的信息。

（撰写：孔克典　审订：古士芬　都　亨）

taiyang ganrao

太阳干扰　sun interference　由于太阳活动或与地球的相对运动而引起的空间环境的变化对无线电通信等的不良影响。太阳爆发时，γ射线、X射线和紫外辐射使电离层电子浓度急剧增大，导致短波和中波无线电信号衰落，甚至完全中断。同时它还引起射电背景噪声增强，L频段可增大2～4个数量级，S频段增大2～3个数量级，使载波噪声功率比降低，导致信噪比下降，影响话音质量，丢失传输数据，使通信中断。由于地球绕太阳公转及地球本身自转，每年春分和秋分前后，在静止卫星星下点进入当地中午前后的一段时间里，卫星处于太阳与地球之间；地球站天线在对准卫星的同时，可能也会对准太阳。这时强大的太阳噪声使通信无法进行，这种现象通常称为日凌中断。这种中断每年发生两次，每次延续约6天，每天出现中断的最长时间与地球站天线口径、工作频率有关。例如，10 m天线在4 GHz工作时，日凌中断期间一天中出现太阳干扰的最长时间约为3 min。

（撰写：邝振勋　审订：郑松辉）

taiyang guangpu

太阳光谱　solar spectrum　太阳光的极为宽阔的连续谱以及数以万计的夫琅和费吸收线和发射线，是一个极为丰富的太阳信息宝藏。太阳光谱属于G2V光谱型，有效温度为5770 K。太阳电磁辐射中99.9%的能量集中在红外区、可见光区和紫外区。在地面上观测的太阳辐射的波段范围大约为0.295～2.5 μm。短于0.295 μm和大于2.5 μm波长的太阳辐射，因地球大气中臭氧、水气和其他大气分子的强烈吸收，不能到达地面。利用太阳光谱，可以探测太阳大气的化学成分、温度、压力、运动、结构模型以及形形色色活动现象的产生机制与演变规律，可以认证辐射谱线和确认各种元素的丰度。利用太阳光谱在磁场中的塞曼效应，可以研究太阳的磁场。太阳光谱的总体变化很小，但有的谱线具有较大的变化。在太阳发生爆发时，太阳极紫外和软X射线都会出现很大的变化。利用这些波段的光谱变化特征可以研究太阳的多种活动现象。因此，提高对太阳光谱的空间分辨率和拓展观测波段，可以大大增强对太阳和太阳活动的认识。现在已探测到了完整的，称之为第二太阳光谱的偏振辐射谱。利用第二太阳光谱，又可以进一步开展多项太阳物理研究，也可能成为探测太阳微弱磁场和湍流磁场的有效方法。

（撰写：吴中华　审订：都　亨）

taiyang guangya yingxiang

太阳光压影响　effect of solar light pressure　太阳光子作用在航天器上产生的辐射压力所造成的影响。它是太阳辐射对在轨航天器的直接效应，会引起航天器轨道的变化和对微重力环境产生扰动。在低轨道上引起运动物体的加速度比大气阻力小几个量级，表现在航天器轨道的摄动。在地球大气和引力场的作用很小的行星际空间飞行时，可以利用太阳光压为航天器提供动力，实现星际飞行。

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

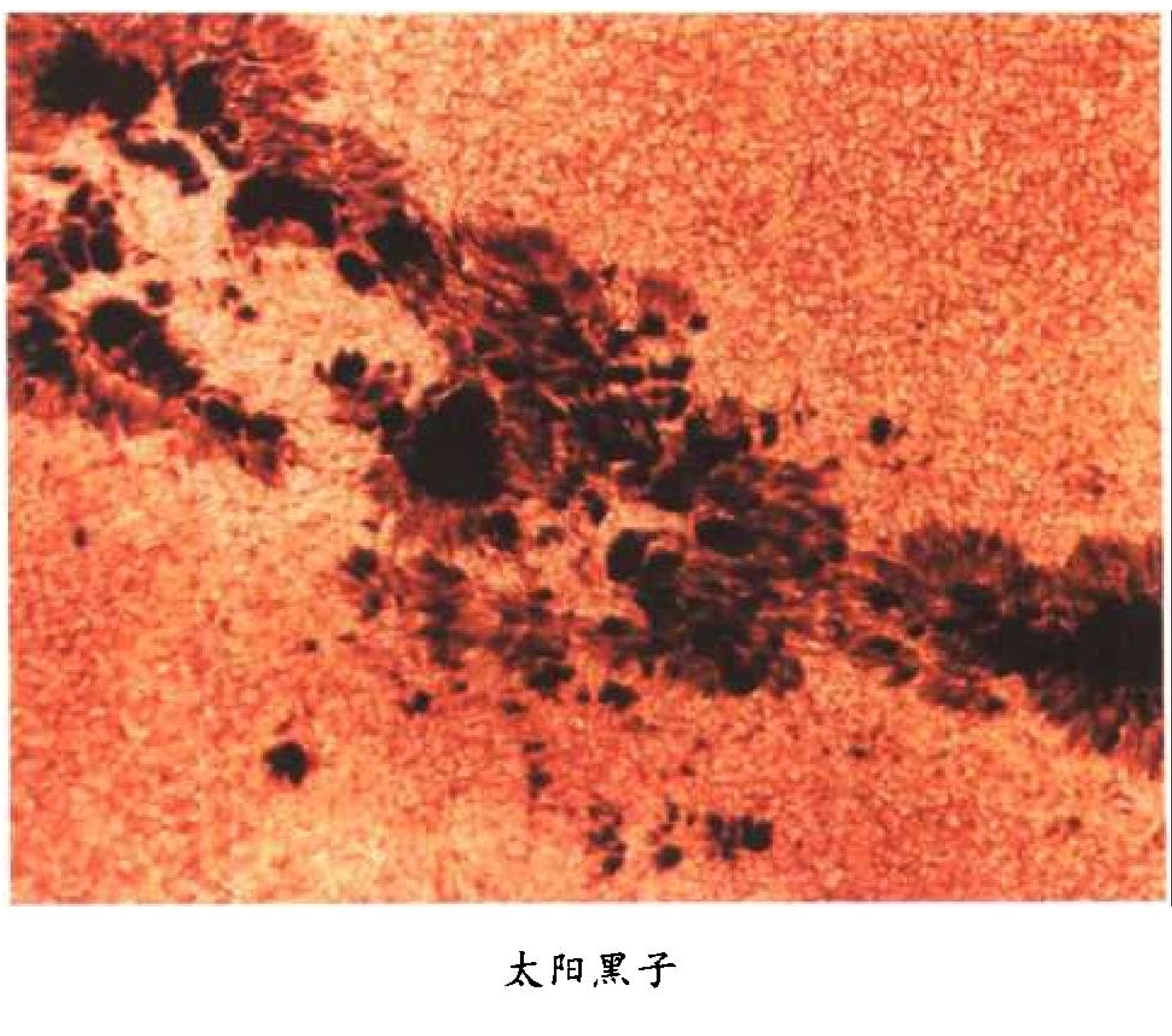
taiyang guangzhao fushe

太阳光照辐射　sun illumination radiation　指太阳发出的各波段的光辐射的总和。其总辐射能的99.9%是波长为0.2～10 μm的阳光辐射能。太阳光照辐射是对人类至关重要的一种能源。在地球大气圈外层，距太阳一个天文单位（日地平均距离1.496×10^8 km）处、垂直于日光方向的单位面积上的太阳光照辐射功率为1371±5 W/m²，该值称作太阳常数。太阳光照辐射总功率为3.82×10^{23} kW，地面接收到的太阳光照辐射功率为8.6×10^{13} kW。地面上对各种太阳能的利用方式已进行过许多研究和探索。在外层空间利用开发太阳光照辐射(即太阳能)，虽然还有不少技术上的困难需要克服，但却有许多优越性。主要是：(1) 可用太阳能资源丰富（在地球静止轨道上，每年有99%的时间都能接收到太阳光的照射，比地面日照时间大一倍多）；(2) 太阳能利用效率高（在同样面积下1年内外层空间可以利用的太阳能约为地面的一倍）；(3) 在外层空间有构筑大型太阳能收集器的良好条件；(4) 在外层空间建造太阳能电站是人类取之不竭、用之不尽的能源。

（撰写：李颐黎　审订：李大耀）

taiyang heizi

太阳黑子　sunspot　出现在太阳光球层上，亮度比周围低而表现出来的暗黑的斑点。它是太阳活动的一个基本标志。一个发展完全的黑子由较暗的中心核（本影）和较亮的边缘（半影）组成。太阳黑子本影中有时会出现一个亮点，称为本影点，寿命约为半小时。半影中有许多由颗粒串成的明亮的条纹。太阳黑子中有复杂的磁结构。黑子往往成群出现。黑子群中通常有两个主要黑子，它们的极性相反，一前一后，分别被称为前导黑子和尾随黑子。通常用光学特征（反映黑子群的形状、大小、分布以及本影和半影等情况）和磁场特征（称为磁分类法，用一个或多个符号表示黑子群的磁场极性特征）来描述黑子群。日面上黑子的数目不断变化，用沃尔夫数来表示黑子数随时间的变化，称为黑子相对数，它是反映太阳活动的主要标志。黑子相对数具有大约11年、22年和80年的平均周期，在相邻的两个11年太阳活动周期中，前导黑子（或尾随黑子）的极性反向。事实上，黑子相对数不能很好地反映太阳活动的变化，但由于太阳黑子相对数具有悠久的观测数据，还是被人们广泛采用。太阳活动中的很多活动现象都与黑子有关。暗条（日珥）、耀斑等一系列太阳



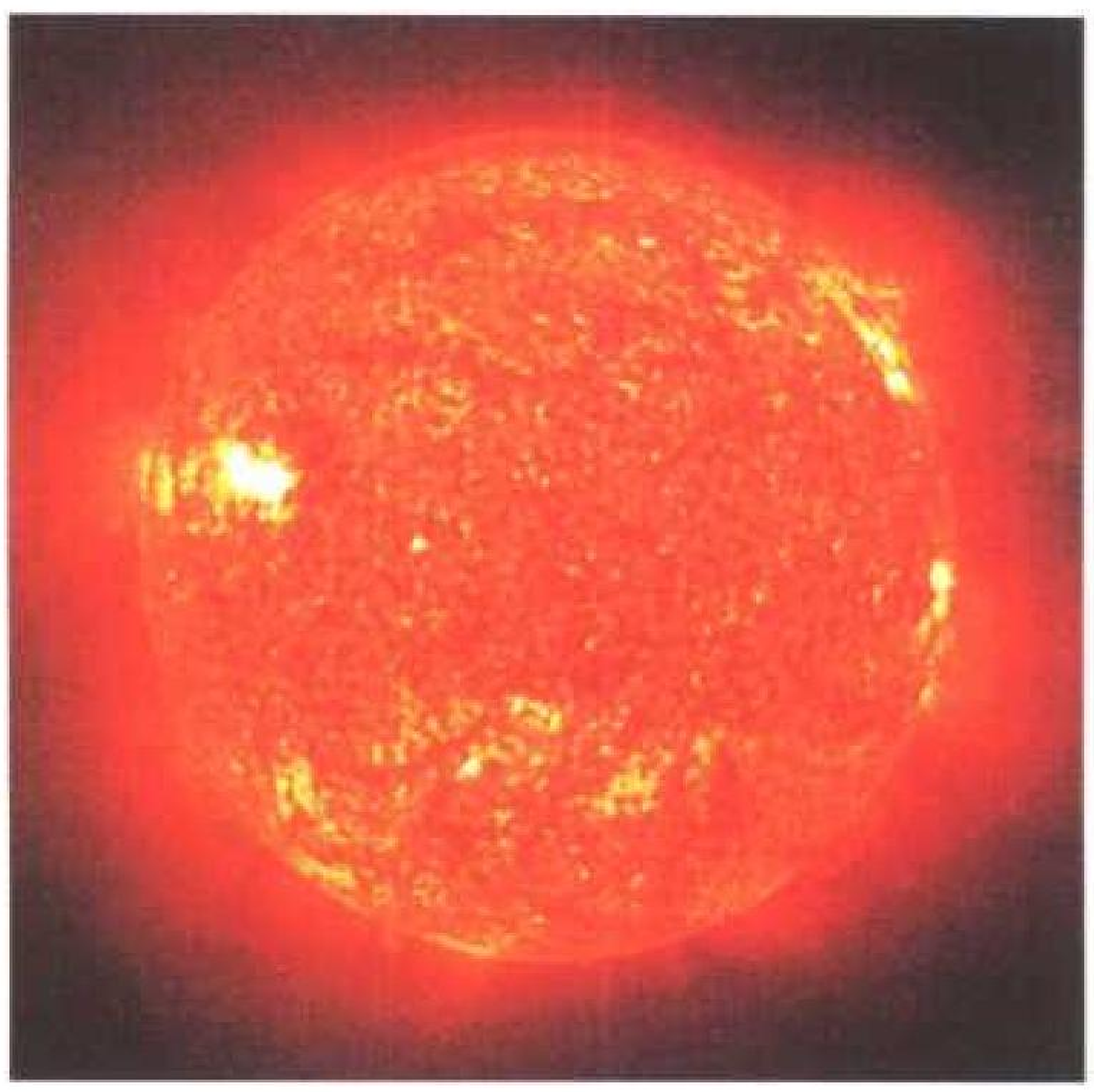
太阳黑子

活动现象都发生在黑子(群)上空。因此对太阳黑子的研究非常有助于对太阳其他活动现象的研究。

(撰写：吴中华　审订：都亨)

taiyang huodong

太阳活动 solar activity　太阳表层物质运动和变化的反映，主要是由太阳表层下面的对流层和太阳自转等因素综合形成的活动现象。因此太阳活动既有自转的规律性，又有湍流的随机性。太阳活动可分为两种类型：渐变型和爆发型。渐变型太阳活动具有很长的时间尺度，往往具有周期性。而爆发型太阳活动在很短的时间内释放出巨大的能量，具有随机性，但从大时间尺度上又有一定的规律性(如11年周期)。爆发型太阳活动是引起空间环境扰动的主要根源。太阳活动与太阳磁场密切相关。太阳活动主要分为3类：(1)黑子、耀斑、日珥(暗条)、谱斑和冲浪等活动结构；(2)紫外辐射、X射线辐射和射电辐射的缓变式或爆发式增强；(3)太阳等离子体的运动、抛射及带电粒子的加速。太阳活动往往发生在磁场增强的局部区域，这些局部区域称为太阳活动区。太阳活动区磁场较强，磁结构复杂，活动的强弱以及出现活动现象的多少存在11年或更长的周期。迄今对太阳活动的本质，还没有完美的物理解释。太阳活动是空间环境的扰动源，因而监测与预报太阳



太阳的活动区（图上几个明亮的区域）

活动对空间环境预报具有重要意义。

(撰写：吴中华　审订：都亨)

taiyang min'ganqi

太阳敏感器 sun sensor　通过敏感太阳矢量的方位来确定太阳矢量在星体坐标中的方位，从而获取航天器相对于太阳方位信息的光学姿态敏感器。它适用于对航天器的轨道控制和姿态控制；保护灵敏度很高的仪器，如星敏感器、地球敏感器正常工作；提供星上姿态控制基准信号，以及用于对航天器太阳帆板定位。太阳敏感器由光学探头和信息处理电路两部分组成。光学探头包括光学系统和探测器件，它利用光电转换功能实时获取星体相对太阳的姿态角度信息。通常，太阳敏感器可分为3类：(1)模拟式太阳敏感器。它产生的输出信号是星体相对太阳矢量方位(太阳角)的连续函数；(2)太阳出现敏感器(0–1式太阳敏感器)。它以数字信号1或0表示太阳是否位于敏感器的视场内；(3)数字式太阳敏感器。它能提供离散的编码输出信号，其输出值是被测太阳角的函数。该敏感器的特点是：视场大、精度高、寿命和可靠性有很强的优势，已广泛应用于各种型号的航天器上。

(撰写：郭玉姣　审订：吕振铎)

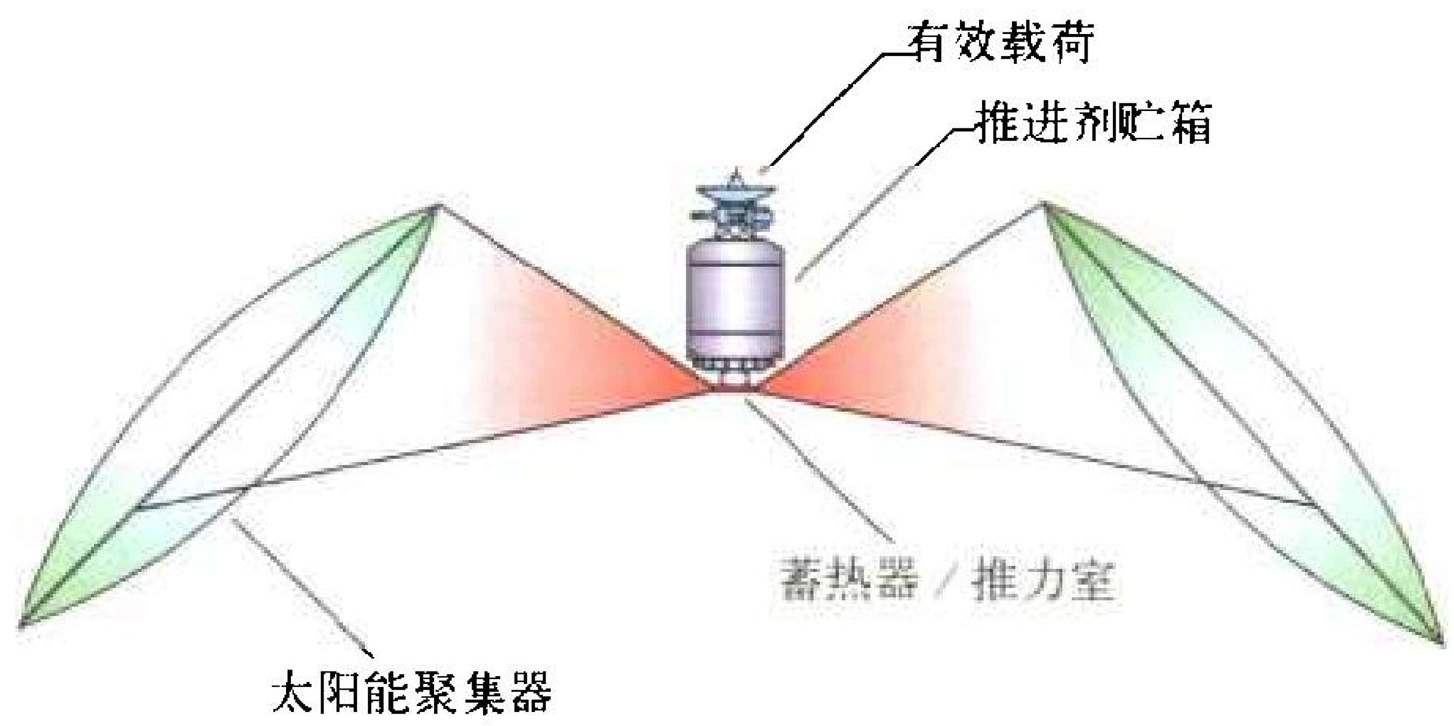
taiyangneng huojian

太阳能火箭 solar energy rocket　依靠太阳能火箭发动机推进的火箭。参见太阳能火箭发动机。

(撰写：才满瑞　审订：朱维增)

taiyangneng huojian fadongji

太阳能火箭发动机 solar thermal rocket engine　利用太阳能加热推进剂，经喷管气动力加速喷射产生推力的火箭发动机。目前处于实验室研究阶段。设想的太阳能火箭发动机由



太阳能火箭发动机示意图

电推进剂贮箱与管理系统、太阳能聚集器、蓄热器与推力室、电源变换器与控制系统组成。推进剂用液氢。太阳能聚集器由两个充氢气展开的柔性抛物面镀膜聚光镜组成，一个镀透明薄膜，作聚光透镜，另一个镀铝膜，作聚光反射镜，都将太阳光汇聚到蓄热器上。蓄热器由薄壁热交换器、气体膨胀室和喷管组成，并与推力室相连。贮箱中的液氢经热交换器汽化后进入气体膨胀室，再从喷管高速喷出。这种发动机直接利用太阳辐射能，与电火箭发动机相比，省略了太阳能的二次变换，能源利用效率很高。推力可以做到10 N数量级，比冲为9000～10000 N·s/kg。它没有核火箭发动机的核污染问题。适用于大中型航天器的轨道运输和星际航行。

(撰写：黄良甫　审订：胡永年)

taiyang shedian baofa

太阳射电爆发 solar radio burst　太阳上出现强烈扰动时，在日面局部区域发生的一种急剧变化的电磁辐射过程。这些局部区域通常是太阳活动区。太阳射电爆发的强度往往会比宁静太阳射电和太阳缓变射电高得多。它们的主要产生机制是轫致辐射、同步加速辐射和等离子体辐射等。太阳射电爆发起源于低色球层到太阳外日冕的整个太阳大气中，从3 mm到40 m波段都可以观测到。按射电爆发的频段可分为微波爆发、分米波爆发和米波爆发(包括十米波爆发)，其中以米波爆发最为复杂。通常根据米波动态频谱仪记录到的不同特征，把米波爆发划分为噪暴(包括增强辐射和Ⅰ型)、Ⅱ、Ⅲ、Ⅳ和Ⅴ型等5种类型。太阳射电爆发与太阳上的很多活动现象有关联，并和近地空间环境中的多种现象有很大的相关性。对太阳射电及其爆发的研究可以帮助我们进一步了解太阳上其他活动现象及其产生机制，也可以进一步研究高能粒子的加速、等离子体的不稳定性等重要课题。研究太阳射电及其大爆发与地球磁层和电离层中的扰动事件的关系，有助于警报预报和航天飞行及通信业务等服务。

(撰写：吴中华　审订：都亨)

taiyang tongbu guidao

太阳同步轨道 sun-synchronous orbit 轨道平面绕地球自转轴旋转的方向与地球的公转方向相同、旋转角速度等于地球公转的平均角速度（即0.9856°/d或360°/a）的人造地球卫星轨道。太阳同步轨道的半长轴a、偏心率e和倾角i这3个轨道要素必须满足以下关系式

$$\cos i = -4.7737\times10^{-15}(1-e)^2a^{\frac{7}{2}}$$

式中 a的单位为km。由该式可知，太阳同步轨道的倾角必须大于90°，即它是一条逆行轨道。在圆轨道时，倾角最大为180°，所以太阳同步轨道的高度不会超过6000 km。在太阳同步轨道上运行的卫星，从相同的方向经过同一纬度的当地时间是相同的（见图）。例如，卫星最初由南向北（升段）经过北纬40°上空是当地时间早晨8点，以后升段经过北纬40° 的时间就都是当地时间早晨8点。由于地球公转，即使地方时相同，不同季节的地面光照条件也有明显差别。但在一段不长的时间内光照条件可视为大致相同。选择适当的发射时间，可以使卫星经过一些地区时，这些地区始终有较好的光照条件，这样卫星在这些地区的上空始终处于太阳光的照射下，不会进入地球阴影，太阳电池可以充足供电而不会中断。倾角大于90° 的太阳同步轨道还兼有极轨道的特点，可以俯瞰整个地球表面。气象卫星、地球资源卫星一般都选取太阳同步轨道，以使拍摄的地面目标图像最好。太阳同步轨道的精度要求很高。为了较长时间保持与太阳“同步”，卫星需要配备轨道控制系统，用于修正轨道误差和不断克服摄动力的影响。



太阳同步轨道示意图

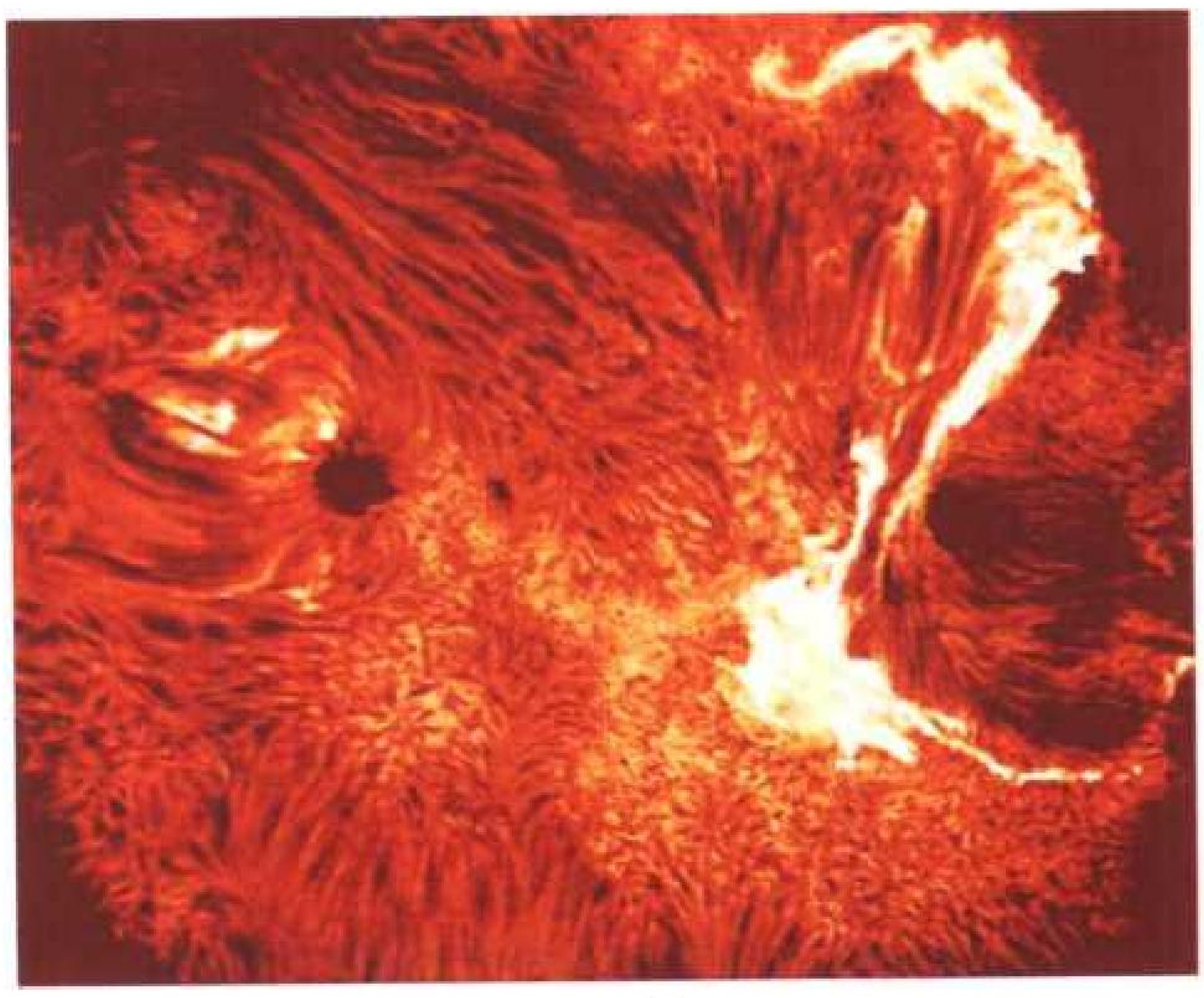
（撰写：张云彤 余明生 审订：张荣保）

taiyang tongbu weixing

太阳同步卫星 sun-synchronous satellite 在太阳同步轨道上运行的卫星。太阳同步卫星经过同一纬度的“地方时”，在一段时间内几乎不变，即卫星经过某一特定位置的太阳光照条件相同，这样有利于采用可见光相机的遥感卫星在同一时间连续对地观测。这类卫星有资源卫星、侦察卫星和气象卫星等。（撰写：吴开林 审订：吴健生）

taiyang yaoban

太阳耀斑 solar flare 又称色球爆发。太阳大气中的一种局部区域的爆发现象。它并不是单纯的色球活动现象。它能在短暂的时间（约$10^2\sim10^3$ s）内释放大量能量（$10^{23}\sim10^{26}$ J），引起局部区域瞬时加热和各种电磁辐射和粒子辐射的突然增强，是一种最剧烈的爆发型太阳活动。在白光中通常不能观测到耀斑，因为在可见光波段中只有少数几条谱线有辐射增强。白光耀斑通常与大耀斑对应，是一种罕见的剧烈的太阳活动现象。绝大部分耀斑伴随有太阳软X射线爆发，少数耀斑伴随有硬X射线爆发，所以耀斑的基本性质是热辐射。耀斑与射电爆发有密切关系，如Ⅳ型暴常与大耀斑有关，Ⅱ型暴同质子耀斑有



太阳耀斑

关。耀斑的发展过程一般可分为4个阶段：耀斑前相、脉冲相、闪光相和主相。有的耀斑在太阳活动区中同一位置反复出现，在结构形态和发展趋势上极其相似，称为再现耀斑，又称相似耀斑。耀斑在日面上的分布和黑子群，特别是复杂黑子群的分布密切相关。耀斑往往产生于纵向磁场中性线两侧，并且总是产生在活动区磁场结构复杂且快速变化的区域。一年中大耀斑出现的频数是由其在11年周期中的位置和活动周大小决定的。耀斑产生的高能辐射和粒子流到达地球附近时会产生丰富的地球物理效应。（撰写：吴中华 审订：都亨）

taiyang yuzhouxian

太阳宇宙线 solar cosmic ray 太阳爆发时，从太阳发射出的高能带电粒子流。太阳宇宙线主要由质子组成，其次为氦核，也有更重的核存在，还包含少量电子。太阳宇宙线的能量一般从10 MeV到数10 GeV。太阳宇宙线的出现具有偶发性。总的来说，在太阳活动峰年太阳宇宙线出现次数较多，在太阳活动低年出现次数较少。虽然太阳宇宙线的能量范围没有银河宇宙线那么宽，但在低于100 MeV的范围内，其能量要比银河宇宙线通量高几个数量级，一次太阳爆发发出的太阳宇宙线累积通量可达$10^7\sim10^{10}$ cm^{-2}，因此会对航天器系统造成严重的辐射效应，是必须认真对待的恶劣空间环境之一。（撰写：韩建伟 审订：都亨）

taiyang zhizi shijian

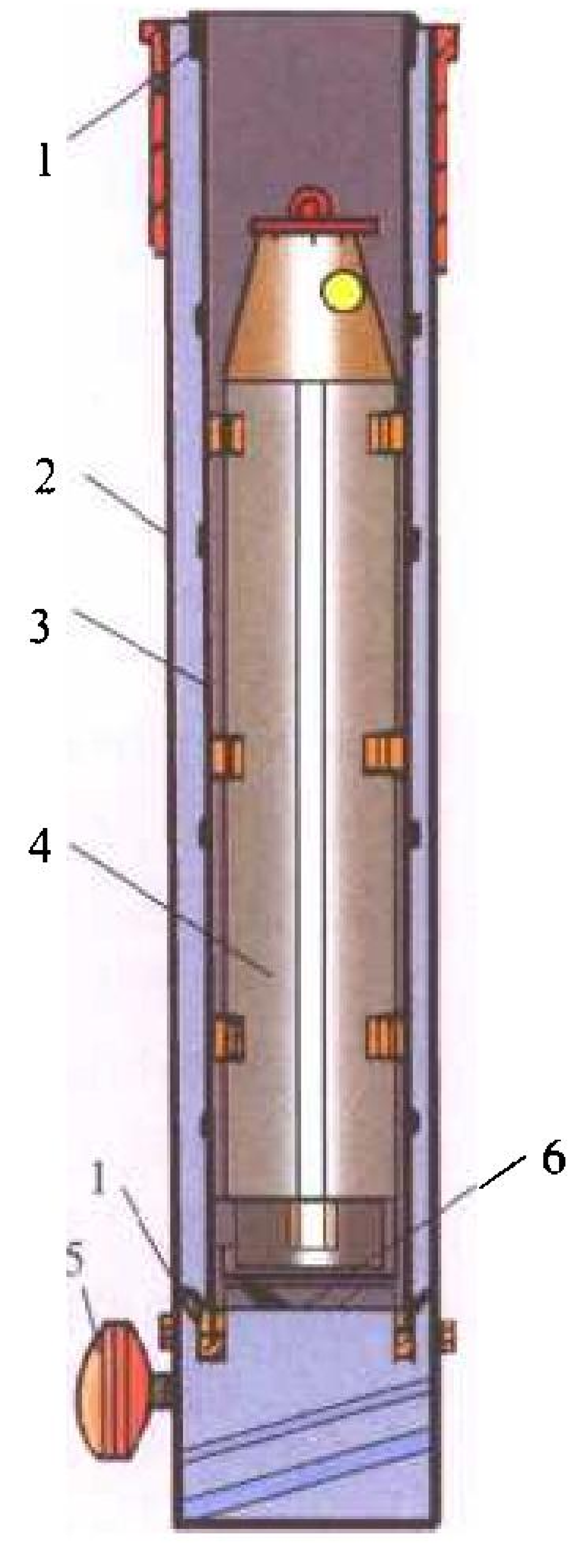
太阳质子事件 solar proton event 太阳宇宙线的另一种称法。由于太阳宇宙线的绝大部分由质子组成，而且从对航天器系统影响的角度来看，也主要是这些质子的辐射效应在起作用，加之太阳平时不发射高能质子，只在太阳爆发时突然出现，持续几小时到数十小时，表现为“事件”的形式，因此将太阳宇宙线的出现称为发生了一次太阳质子事件。（撰写：韩建伟 审订：都亨）

tanli fashe dongli zhuangzhi

弹力发射动力装置 ejection power plant 见弹射动力装置。

tanshe dongli zhuangzhi

弹射动力装置 ejection power plant 冷发射用的发射设备。弹射动力装置的弹射动力有多种，一般可分为蒸气式、燃气式、压缩空气式、液压式和电磁式等。燃气式MX导弹试验弹射筒（见图）。电磁式以电磁力直接作为弹射力，而其它几种都是靠气压或液压形成弹射力，因而其结构形式大体相同。目前国内多采用燃气—蒸气式，即以燃气和水蒸气的混合体为弹射工质。燃气—蒸气式弹射动力装置由高压室、水室和非电传爆系统等组成。高压室采用高燃速火药在室内燃烧产生高温高压燃气，经轴向拉瓦尔喷管流入冷却水室降温，并与吸收燃气热量产生的过热蒸气混合，然后排入发射筒底部初容室内，产生弹射力。弹射动力装置根据安装形式有内装式和外装式两种。内装式的弹射动力装置固定在导弹发射筒底部，结构较紧凑，质量较小，常用于陆基机动发射车。外装式的弹射动力装置在发射筒外安装，常用于舰载发射和井下发射。弹射动力装置根据作功工质的温度、压力和导弹在筒内的最大加速度及出筒速度等技术指标进行内弹道设计，以合理地确定药重、水药比、包覆比、装填条件及内弹道诸元等参数。



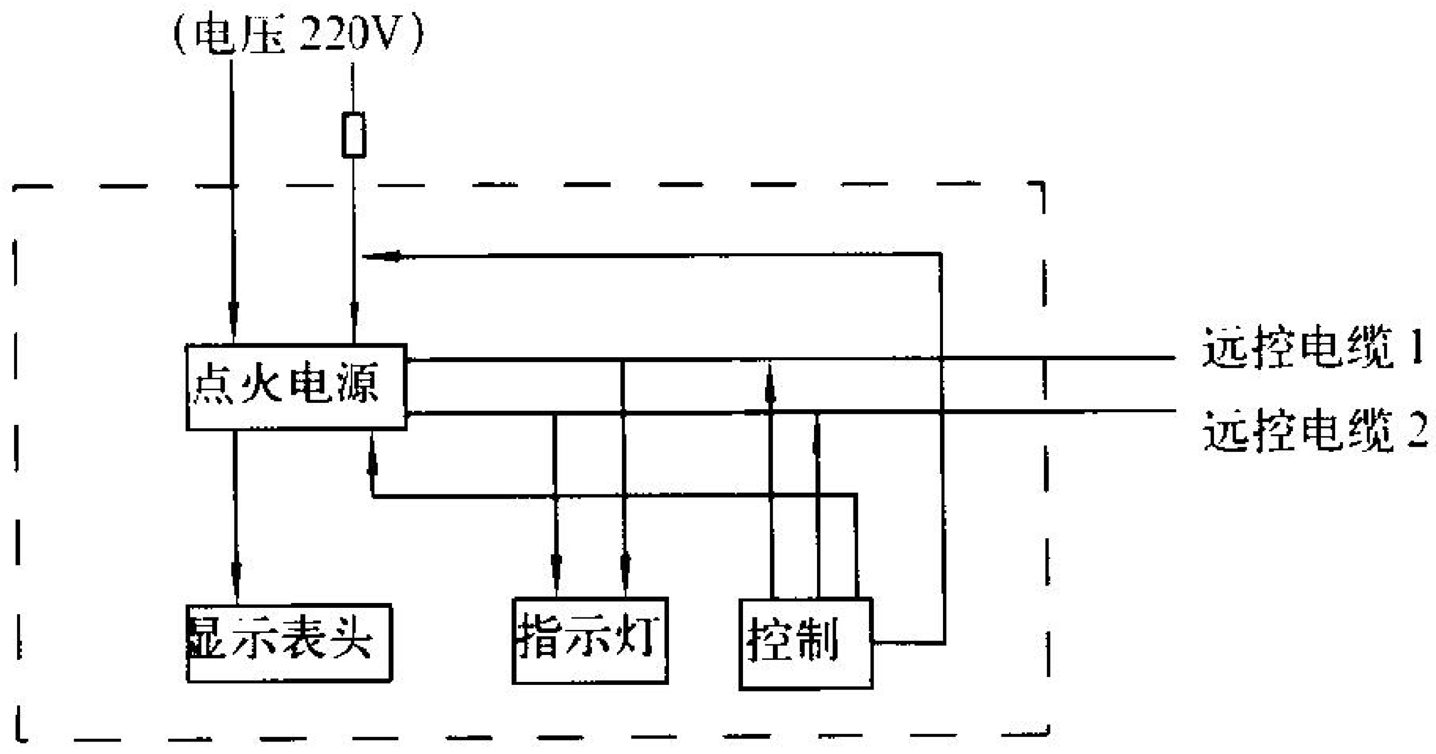
MX导弹试验弹射筒

1—筒间密封装置；2—外筒；3—内筒；4—导弹；5—燃气发生器；6—尾罩

（撰写：段绍维 谢建玲 审订：蔡连贵）

tanshe dongli zhuangzhi fakongtai

弹射动力装置发控台 ejection powerplant launch control console 完成导弹弹射动力装置发射控制、内弹道参数测量的远距离弹射控制设备。它需同时满足弹射动力装置的出厂试验和药柱验收要求。在按照发射控制指令打开密码锁解锁、安全保险机构转为工作状态时，发控台根据指令发出瞬间大电流，通过点火电缆、非电传爆系统的电点火器和导爆索传爆到高压室点火组件，点燃其主装药，完成导弹弹射。点火弹射时，微机测量时间统一系统初触发，微机测试系统精确地测出作功工质的温度、压力以及导弹在筒内的最大加速度和出筒速度等技术参数，并从发控回路取得返回信号，中断所有控制。弹射动力装置发控台根据火工品燃烧的特性参数设计点火电流，点火发射前1 min快速充电，点火时发出一个大电流方脉冲，使点火安全性大大提高。



弹射动力装置发控台原理图

（撰写：范 虹 审订：王瑞铨）

tanshe huanchong zhuangzhi

弹射缓冲装置 cushioning device for ejection 对弹射装置运动部件进行制动的装置。它用以减小弹射装置运动部件对发射筒的撞击力和对导弹发射的扰动。弹射装置的运动部件有活塞杆和提弹梁，在导弹弹射时，导弹与活塞杆、提弹梁一起运动，速度可达20～40 m/s。在弹射接近终止时，由缓冲装置对活塞杆和提弹梁进行制动并将速度制动到零。缓冲装置为一个阻尼锥筒，由优质碳素钢制成。它能完全吸收活动部件的动能而且对弹射缸的撞击力较小。阻尼锥筒工作过程分两个阶段，第一阶段为形成波纹阶段，第二阶段为最终压缩阶段。第一阶段变形为L，压缩力从F_1增加到F_2，第二阶段变形为ΔL，压缩力从F_2增加到F_3，两个阶段的压缩力和变形基本为线性(试验结果)。缓冲装置的变形能为

$$E_1=\frac{1}{2}(F_1+F_2)L+\frac{1}{2}(F_2+F_3)\Delta L$$

活动部件的动能为

$$E_2=\frac{1}{2}mV^2$$

式中 m为活动部件的质量，V为活动部件缓冲开始时的速度。在制动过程弹射缸里有燃气，燃气作功为

$$E_3=PS(L+\Delta L)$$

式中 P为制动过程中燃气的平均压力，S为缓冲装置活塞的有效面积。弹射缓冲装置设计的变形能应大于活动部件的动能和燃气在制动过程中所作的功。

（撰写：李喜仁 审订：王武贤）

tansheshi fashe

弹射式发射 ejection launching 又称导弹弹射。导弹冷发射方式之一，它依靠外力使导弹飞离发射平台。它是按发射动力分类的导弹发射方式的一种。导弹弹射必须有弹射动力装置和导向装置。弹射地面设备按所使用的工质又可分为压缩气体弹射、燃气弹射、燃气—蒸气弹射、水压弹射和电磁弹射等。弹射式发射的导弹发动机为固体火箭发动机。对于小型战术导弹，如反坦克导弹和近程地空导弹，采用弹射式发射可提高滑离速度和发射精度，从而可减小起控点的散布。另外，由于导弹飞行速度加快，弹射式发射还可缩短小型战术导弹的飞行时间，提高导弹的生存能力，同时缩短操作手在阵地上的停留时间。战略导弹采用弹射式发射可简化发射阵地，改善导弹发射环境，如潜地和地地弹道导弹采用弹射式发射，可解决发动机燃气流的排导问题，也可免去燃气防护设备，消除燃气流引起的巨大

冲击振动、噪声和热效应问题。弹射还可增大火箭或导弹的射程，或节省发动机的燃料，减小起飞质量。弹射式发射装置一般都比自力发射装置复杂，但由于它具有上述优点，现已广泛用于陆基、海基和空基发射的战术和战略导弹。参见冷发射。



弹射式发射

（撰写：段绍维　审订：蔡连贵）

tanxing hejin

弹性合金　elastic alloy　具有优异弹性的精密合金。按特性分为高弹性合金和恒弹性合金。高弹性合金具有高的弹性极限、低的滞弹性效应，耐热性好，可在较高的温度下使用；恒弹性合金在一定的温度范围内弹性模量几乎不随温度而变化。弹性合金主要包括Fe-Ni-Cr系、Ni-Cr、Nb-Ti系等；此外还有铜基合金，如锡磷青铜、铍青铜等。采用真空感应炉熔炼，经过热轧、冷轧或冷拉成带材、丝材和管材等。产品制成后，一般要在使用前进行最终热处理，使性能达到最佳值，而且形状稳定。弹性合金用于精密仪表中的弹性敏感元件、储能元件和频率元件。

（撰写：仝爱莲　审订：韩鸿硕）

tankong huojian

探空火箭　sounding rocket　在近地空间进行探测、科学试验和作业的火箭，一般不设控制系统，是30～200 km高空的有效探测工具。探空火箭通常按研究对象或用途分类，如地球物理火箭、气象火箭、生物火箭、技术试验火箭和防雹火箭等。探空火箭可探测大气层的结构、成分和参数，研究电离层、地磁场、宇宙线、太阳活动及辐射等多种日地物理现象；探测用于天气预报的高层大气参数，进行气候变化研究和灾害性天气研究；进行生物对空间飞行环境的适应性研究、生理变化研究和空间生物学研究，并为载人航天器及其生保系统提供设计依据；对用于空间的航天新技术、新产品进行高空试验验证。防雹火箭一般为射高3～8 km的小型火箭，专门用于消雹、人工降雨，以减少自然灾害。探空火箭具有结构简单、成本低廉、发射方便等优点。技术上主要要求是飞行稳定，能达到预定高度和减少弹道顶点和落点的散布。探空火箭由箭体结构、动力装置和稳定尾翼等部分组成，它与有效载荷、发射装置和地面台站一起组成探空火箭系统。有效载荷可利用降落伞等气动减速装置回收；发射装置处于垂直或接近垂直状态，可装于地面移动发射车上，也可根据需要从舰船或升入空中的气球上发射。世界上第一枚探空火箭是美国1945年研制的“女兵下士”火箭。中国第一枚探空火箭是1960年2月19日发射成功的T-7多用途试验火箭。此后，中国于1968年和1979年分别发射成功“和平”2号与“和平”6号固体气象火箭。



探空火箭

（撰写：刘恒振　审订：梁思礼）

tan fenquan cailiao

碳酚醛材料　carbon phenolic material　用碳纤维增强酚醛树脂的复合材料。目前已作为烧蚀型防热材料广泛用于远程导弹头部和火箭发动机上。由于碳纤维在高温下不熔化，强度高，有效烧蚀热大，因此在焓值、热流更高的环境下，比高硅氧酚醛材料更能降低烧蚀率和保持良好的气动外形。碳酚醛材料的烧蚀过程兼有升华型和碳化型两种特性。在气动加热初期，材料依靠本身的热容吸热。当材料温度上升到热分解温度时，树脂开始热分解吸热，并随着热解气体向外逸出带走热量，同时生成热解层和碳层。表面的碳层在附面层中氧的作用下发生化学反应而放出热量。由于表面层温度很高，大量热量以热辐射的形式放出，同时发生部分碳分子的升华现象。随着烧蚀过程的进行而不断产生的热解气体产物穿过碳层逸出，这时它既可以把大量的热量带入附面层，又可以阻止附面层的热量向内传递，造成热阻效应；也可能导致碳层破碎而随气流消失，即产生机械剥蚀。所以热解气体在防热中的作用具有双重性，过多的气体产物产生会导致严重的机械剥蚀，对材料的防热作用造成不利影响。碳酚醛材料的制造工艺包括层压成型工艺、模压成型工艺和缠绕成型工艺等。其中以缠绕成型工艺为碳酚醛防热材料最主要的制造工艺，它又包括平行缠绕成型工艺、重叠缠绕成型工艺和倾斜缠绕成型工艺。弹头防热层和火箭发动机扩散段均采用缠绕成型工艺制造。通过改变斜缠防热层的材料和制造工艺，可以控制弹头再入时的滚动力矩，这在被动滚控技术中起着重要的作用。传统的倾斜缠绕成型工艺都采用不连续的45°斜切胶布条缠绕，这些接头在防热层表面形成一个小的烧蚀气动面，产生不规则的滚动力矩，影响弹头的再入精度。近年来采用先进的纺织技术制造的连续变形带，可以完全消除接头的影响，提高弹头再入精度。为了提高防热层的抗核加固性能，碳酚醛材料制造向整体化发展，采用整体编织技术或法向穿刺强化技术，把碳纤维制成2.5向（2.5D）、3向（3D）或多维整体织物，然后再用RTM（树脂转移模压成型工艺）或高压填空浸渍技术成型。　（撰写：罗永康　审订：胡连成）

tanhuapeng dongya qifu zhoucheng cailiao

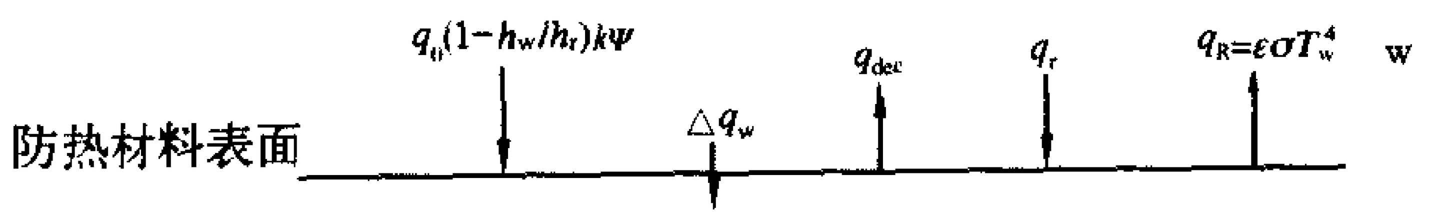
碳化硼动压气浮轴承材料　boron carbide dynamic pressure

aerofloat bearing material　用于动压气浮轴承的碳化硼材料。它具有高硬度、高强度、耐高温、耐腐蚀性好的特性，最主要的是具有自抛光性，制品在高速运转和启动、停转时，不易产生接触擦伤，对环境异物不像金属那样过敏，当转速达 1×10^5 r/min以上时，几乎没有摩擦；当材料局部摩擦时，表面生成一层 B_2O_3 薄膜，有一定的自润滑性；碳化硼本身之间的摩擦系数为0.09；此外，材料的热导率高、无磁性、尺寸稳定性好，是制造航空航天制导和控制系统陀螺仪气浮轴承的优良材料。碳化硼材料采用热压成型工艺，热压温度约为2100 ℃，压力70～100 MPa，保温5～15 min。

（撰写：仝爱莲　审订：韩鸿硕）

tanhuaxing shaoshi cailiao

碳化型烧蚀材料　charring type ablative material　在强气动加热作用下，依靠材料的热解、碳化而带走热量进行防热的材料。碳化型烧蚀材料是采用有机纤维或无机纤维，按不同比例和不同方向增强的热固性树脂型材料。其中，树脂包括酚醛树脂、硅酮树脂以及其他一些模铸的树脂材料，纤维包括尼龙纤维、E玻璃纤维、浸渍树脂的玻璃和石英纤维以及碳纤维等。这类材料通常用在高焓、低热流密度工况和长时间飞行的再入体或焓值较低、热流密度不大工况下的再入飞行器。随气动加热时间和加热量大小的不同，这类材料的性能会有很大变化。在低加热率时，这类材料仅温度升高，起热容的作用。随着加热率增大、温度上升，这类材料的组分发生分解和热解，分解和热解的气体进入边界层中，产生材料质量损失过程，并且伴随着吸热和热阻塞效应，减小对表面的热交换，起到防热作用。在分解和热解过程中表面上还会留下被氧化的碳层。这种材料表面上的能量平衡情况如图所示。图中 q_{dec} 为气化或热解热，其他符号同烧蚀图。



碳化型烧蚀材料表面能量平衡情况

（撰写：孙洪森　审订：安复兴）

tan huanyang fuhecailiao

碳/环氧复合材料　carbon/epoxy composite　以碳纤维及其制品为增强材料，环氧树脂为基体的结构复合材料，属于热固性树脂基复合材料。具有较高的强度与模量，良好的尺寸稳定性、耐化学腐蚀性和成型工艺性。其中高强碳纤维／环氧复合材料密度约1.5 g/cm³，强度约1862 MPa，模量约147 GPa；而高模碳纤维／环氧复合材料密度约1.6 g/cm³，其强度约1274 MPa，模量约235 GPa。这类材料广泛用于航空航天、机械、化工、体育用品和医疗器械等领域，如制造飞机机翼、副翼、尾翼、进气道壁板、天线、卫星支架、火箭整流罩、固体火箭发动机壳体、发动机叶片、汽车弹簧和驱动轴、高尔夫球杆、滑雪板等。制造工艺有低压成型、层压和模压成型、缠绕成型和挤出成型等。

（撰写：韩鸿硕　审订：王晓峨）

tanji fangre cailiao

碳基防热材料　carbon matrix thermal protective material　以碳为基体的防热材料。可分为一次性使用的碳基烧蚀防热材料和可重复使用的碳/碳辐射防热材料两大类。碳基烧蚀防热材料主要包括多晶石墨和碳/碳复合材料，皆属于升华型烧蚀材料，适用于高焓、高热流的工作环境，可用于远程导弹弹头和固体火箭发动机喉衬、喷管。其防热原理是利用材料在高温下升华吸热和辐射散热带走热量，有效烧蚀热较高，防热效果较好，又能保持烧蚀外形，因此这类材料被称为高性能先进防热材料；其中，多晶石墨密度小，强度随温度升高而增加，耐烧蚀和耐冲刷性能良好，既可作为防热材料，又可用作耐高温承力结构材料，如液体火箭发动机燃气舵；其缺点是性脆，抗热应力性能或断裂韧性较低。碳/碳防热复合材料主要包括整体碳毡/碳材料和三向碳/碳防热材料。前者是以聚丙烯腈预氧丝制成的毡体织物为增强材料，以沉积碳或浸渍碳为基体的防热用复合材料，抗热应力性好，可用作固体火箭发动机喉衬和喷管，又可制成具有较低热导率的多孔结构，用作烧蚀防热结构；而后者是以碳纤维三向正交织物为增强骨架，以沉积碳或浸渍碳为基体的防热用复合材料，既可克服块状石墨的脆性和裂纹敏感性，又可发挥碳基防热材料的优良烧蚀性能，是用作战略导弹弹头的先进端头材料。碳/碳辐射防热材料是以浸渍过酚醛树脂的石墨纤维织物为增强材料，以沉积碳或浸渍碳为基体的防热用复合材料，具有理想的强度、低的线膨胀系数以及优异的抗热应力和热冲击性能，是一种刚性热结构材料。其防热原理主要是依靠辐射方式散热，允许结构温度持续上升到由表面辐射出去的热量和入射热量相等的辐射平衡温度为止。碳／碳辐射防热材料的优点是使用温度高，可保持结构外形不变，因而可重复使用；缺点是抗氧化性差，涂敷抗氧化涂层后使用温度可达1650 °C，可用于各种重复使用航天器（包括航天飞机、空天飞机和重复使用飞船）的最高温区防热系统。如美国研制的增强碳／碳和先进碳／碳材料用于航天飞机轨道器的机头锥和机翼前缘结构。碳基复合材料的制造工艺主要有浸渍法、化学气相沉积法和化学气相渗透法等。

（撰写：韩鸿硕　审订：王晓峨）

tantan fuhecailiao

碳／碳复合材料　carbon/carbon composite　以碳石墨纤维或其织物为增强材料，以热解碳、沉积碳或浸渍碳为基体的碳基复合材料。它基本上是一种防热功能材料，按照防热原理可分为烧蚀防热材料和热结构材料两大类。烧蚀碳／碳是一种升华型烧蚀材料，利用材料在高温下升华吸热和辐射散热，并能保持烧蚀外形，可用于远程导弹端头和固体火箭发动机喉衬、喷管。主要包括整体碳毡／碳材料和三向碳／碳防热材料等。热结构碳／碳是一种刚性热结构材料，主要依靠辐射方式散热，允许结构温度持续上升到辐射平衡温度为止。其优点是强度和模量高（拉伸强度大于276 MPa，模量大于69 GPa），强度随使用温度升高而增大，热性能好，辐射系数较高，使用温度高，并可保持结构外形不变，因而可重复使用；缺点主要是抗氧化性差。涂敷抗氧化涂层后，使用温度可达1650 °C，可用于各种重复使用航天器（包括航天飞机、空天飞机和重复使用飞船等）的最高温区防热系统，也可用于赛车和飞机刹车片、喷气发动机燃烧室喷嘴等。如美国研制的增强碳／碳（RCC）和先进碳／碳（ACC）材料用于航天飞机轨道器的机头锥和机翼前缘热结构，其中RCC为两向增强碳／碳，以强度较低的粘胶基碳纤维织物为增强剂，强度和抗氧化性均较低；ACC则以连续纤维的高性能碳布为增强剂，力学性能大幅度提高。碳／碳材料的制造工艺主要有浸渍热解法、化学气相沉积法和化学气相渗透法。

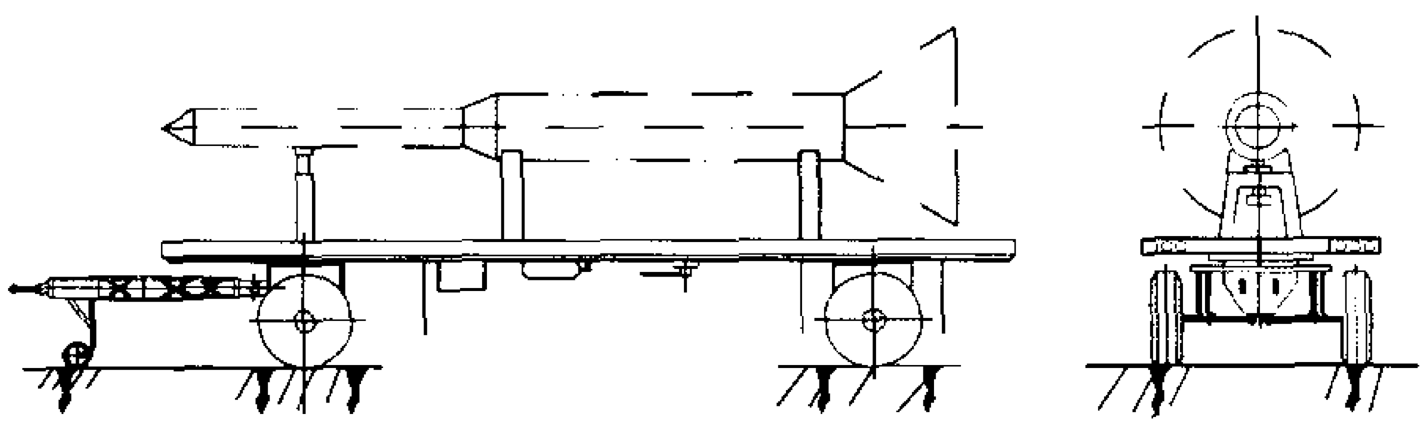
（撰写：韩鸿硕　审订：王晓峨）

taoyi sudu

逃逸速度 escape velocity 见第二宇宙速度。

taoyita shuiping gonglu yunshuche

逃逸塔水平公路运输车 horizontal road transporter for escape tower 专门用于水平状态逃逸塔(逃逸火箭)公路运输的车辆，分为半挂式逃逸塔水平公路运输车和全挂式逃逸塔水平公路运输车两种形式。其中半挂拖车和全挂拖车的主要组成基本与导弹公路运输车相同(参见导弹公路运输车)。



逃逸塔水平公路运输车

(撰写：苏善德 审订：蔡连贵)

taoyita zhuangpei ceshi changfang

逃逸塔装配测试厂房 escape tower assembly and test building 发射场技术区内完成逃逸塔单元测试、装配、火工品检测、检漏和总装测试的建筑物。该厂房主要由总装测试大厅、火工品检测间、化学间、挡流板释放机构检测间及辅助工作间等组成。总装测试大厅内设置有防爆双钩桥式吊车和99%纯度的氮气气源，以便完成发动机和头部动力装置的装配、测试、探伤和检漏及逃逸搭的总装、测试和转载。探伤区设有防爆电源插座。厂房内设有空调、消防以及产品防静电和人员静电释放设施。火工品存放、检测和安装工作间、化学间及发动机存放间均有电气防爆要求。

(撰写：李玉祥 审订：周载学)

taoyi xitong

逃逸系统 escape system 载人航天事故中，航天员借以逃离事故现场的救生系统。它可分为整舱逃逸和个人逃逸两种，根据逃生环境又可分为大气层逃逸和在轨逃逸。大气层逃逸有主动段和再入段两种情况。一般来讲，由于航天员密闭舱内部事故必须逃离时，应使用弹射座椅救生系统；乘员舱外部事故时，可采用整舱逃离系统。整舱逃离的方法是采用逃逸塔救生系统，此种系统是在发射台至主动段低空的一种有效救生手段，它利用载人飞船乘员舱作为救生舱、使用逃逸发动机将乘员舱发射到一定高度，再借助于降落伞系统着陆。“水星”飞船的逃逸系统是采用发动机将飞船升高760 m，然后开启降落伞，此种方法产生的动力过载达30 g；“阿波罗”飞船也是采用应急发动机救生方案。在发射前后的30 min内，随时可使飞船发射到1220 m的高空，水平距离可达610 m。个人救生方案主要是指航天员使用弹射座椅逃离乘员舱，然后展开降落伞返回地面。一般在20 km以下的高度发生紧急情况时使用这种系统，弹射座椅逃离方向与地面成15°夹角，可将航天员弹射到约152 m高度，着陆时离开运载火箭305 m。这种系统在高空弹射时应备有15 min供氧能力的供氧设备，并使用稳定伞使系统稳定。在轨发生事故时可采用的方案包括：从地面发射营救航天器，轨道上备有营救航天器和采用再入救生系统。后者采用太空逃逸、再入和返回地球三步法救生。

(撰写：尚传勋 审订：范合林)

taociji fangre cailiao

陶瓷基防热材料 ceramic matrix thermal protective material 以陶瓷为基体的防热材料。可分为一次性使用的陶瓷基烧蚀防热材料和可重复使用的陶瓷隔热防热材料两大类。陶瓷基烧蚀防热材料具有耐烧蚀性能，可用于导弹弹头防热；其中有些材料还具有优良的介电性能，实际上是一种介电—防热材料，可用于导弹弹头天线窗。这类材料主要包括石英玻璃、三向石英—二氧化硅、穿刺高硅氧—二氧化硅和碳—石英复合材料。前3种材料均属于熔化型烧蚀材料，又是介电材料，其中透明石英玻璃耐热冲击性好，可用于中远程导弹弹头天线窗；三向石英—二氧化硅为三向织物，其力学性能优于石英玻璃；而穿刺高硅氧—二氧化硅是用石英纤维束正向穿刺层叠高硅氧布形成的三向织物，价格更为低廉。上述后两种材料均可用于远程导弹弹头天线窗。碳—石英属于熔化—升华型烧蚀材料，采用碳纤维缠绕铺设和热压成型，耐烧蚀性能优于高硅氧—酚醛，可用于远程导弹弹头。陶瓷隔热防热材料属于无机隔热材料，它的特点是不仅密度小、热导率低，而且有一定强度，可重复使用。

(撰写：韩鸿硕 审订：王晓峨)

taoci xianwei zengqiang jinshuji fuhecailiao

陶瓷纤维增强金属基复合材料 ceramic fiber reinforced metal matrix composite 以陶瓷纤维为增强材料，以金属或合金为基体的复合材料。陶瓷纤维主要起承力作用，具有很高的比模量和比强度，常用的陶瓷纤维有碳化硅(SiC)纤维、氧化铝(Al_2O_3)纤维、硼硅酸铝(ABS)纤维等。金属基体起粘结纤维和传递应力的作用，主要有铝合金、镁合金、钛合金、金属间化合物等。

这类复合材料的主要优点是比强度、比刚度高，使用温度较高(如碳化硅纤维增强钛基复合材料使用温度可达600 ℃以上、增强金属间化合物基复合材料使用温度可达700 ℃以上)。制造工艺包括真空低压铸造、真空热压、热等静压、超塑成型/扩散结合、真空压力浸渍或液态金属浸渍法等。陶瓷纤维增强金属基复合材料主要用于航空航天、汽车和军事工业，如飞机、火箭、导弹、航天器的主承力构件，榴弹炮工字架以及军用便桥支架等。

(撰写：韩鸿硕 审订：王晓峨)

teshu gongneng xuanba

特殊功能选拔 special function selection 根据航天员特殊功能检查标准和相应的检查规范，对被选者进行全面检查，做出综合评价，以选出适合航天飞行的人员。根据航天员的职业特点，特殊功能选拔的内容包括：(1)生理功能选拔，运动负荷下心肺功能检查、下身负压耐力检查、头低位30°倾斜试验和中枢神经系统功能检查等；(2)心理品质测试，包括心理调查和心理会谈、个性心理测试和心理功能测试；(3)特殊因素耐力和适应性选拔，包括前庭功能选拔，超重耐力和适应性选拔，缺氧耐力和低压易感性检查，其他特殊(高温、噪音、振动等)耐受性检查等。特殊功能选拔是医学选拔的重要组成部分，在临床医学检查合格后进行。特殊功能各选拔项目通过综合评定，做出总的评价。

(撰写：闫晓霞 审订：魏金河)

tezheng kongjian bianhuan

特征空间变换 feature space transform 将原始表达的高

维数特征空间变换成低维数特征空间的过程。在确定特征空间的最优变换时，常用最小均方误差和熵准则作为最优化准则。对于分类判别，常用类间距离的最大化和（或）类内距离的最小化准则。在特征空间变换中，可以采用卡南—洛伊夫、傅里叶、沃尔什—哈达码、哈尔及梅林变换等方法。特征空间变换技术是目标模式识别的重要技术。

（撰写：向家武　审订：朱志浩）

tezheng sudu

特征速度 characteristic velocity　燃烧室滞止压力和喷管喉部截面积的积与推进剂质量流量之比。当给定推进剂组分后，通过热力计算可精确确定理论特征速度值

$$C_{th}^{*}=\frac{\sqrt{\gamma RT_{c}^{*}}}{\gamma\sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}}$$

式中 R 为燃烧室内燃烧产物的气体常数；T_c^* 为燃气滞止温度，γ为燃烧室内燃烧产物的比热比。实际特征速度需通过推力室热试验的实测值计算求出。实际特征速度与理论特征速度之比为燃烧效率，它表示推进剂化学能转化为热能的完善程度。实际特征速度综合地反映了推进剂固有的能量水平以及燃烧室的设计及工艺质量。

（撰写：宋连忠　审订：胡平信）

tezheng xinhao tiqu

特征信号提取 signature extraction　从原始测量信息中确定对目标识别分类更为有效的特征信息的过程。实际上，特征信号提取就是找出某一类目标区别于其他目标的最突出的特征。在目标特征信号提取过程中，首先要选取识别特征量，分析处理其特征参数及变换特征，然后提取那些相对稳定且变化规律明显的特征参数作为目标识别的依据。特征信号提取主要用于目标识别和自动控制。

（撰写：向家武　审订：朱志浩）

tihuayin tanceqi

锑化铟探测器 InSb detector　见电子卷。

tilashi daodan tanshe zhuangzhi

提拉式导弹弹射装置 pull up ejection device　通过提拉机构获得弹射动力垂直发射导弹的装置。提拉机构位于发射筒内，主要由安放导弹的平台、伸缩作动筒、导轨、缓冲器和作为动力源的燃气发生器等组成。当燃气发生器点火后，作动筒活塞杆在经降温处理后的燃气推动下加速运动，同时将安放有导弹的平台沿导轨向上提拉，直至与缓冲器接触而停止，此时导弹在惯性力作用下以一定的初速度弹出发射筒，而后导弹发动机点火。

这种方式的弹射装置可单发或多联发射导弹，其结构形式略有差异，但作用原理大致相同。由于提拉式导弹弹射装置的燃气动力不直接作用于导弹底部，故导弹无需带有隔离器，从而减轻了导弹自身的质量，增加了有效射程；同时燃气也不直接作用于发射筒壁，避免了因温度、压力、腐蚀带来的影响。该装置具有所需燃气量少、生成迅速且压力较高、提升机构反应灵敏的特点，在反应速度要求快、导弹质量较轻的国内外防空武器中已经应用。

（撰写：熊纪龙　审订：李淑瑛）

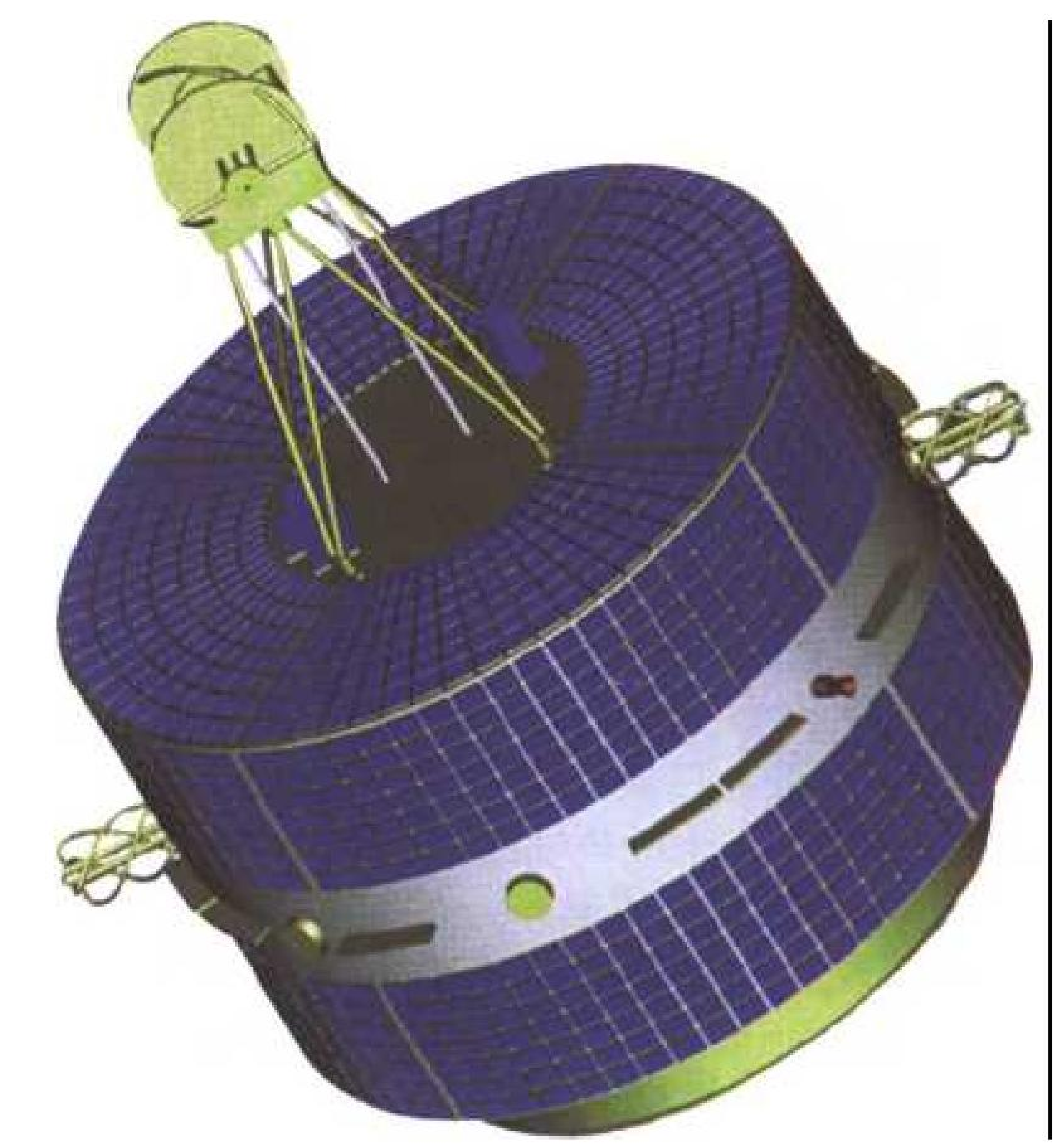
tiye feiteng

体液沸腾 ebullism　体液中饱和水蒸气压与环境大气压相等时，体内开始出现的由液态水急剧转化为气态水而使皮肤发生气肿的现象。在19200 m的高度，大气压力为6.3 kPa，等于体温37 ℃时体液的饱和水蒸气压（6.3kPa），此时及以上高度身体皮下组织充满大量水蒸气，会出现体液沸腾。但由于人体各部位血压与体温有高低之分，组织弹性与疏松度亦有差异，其开始发生体液沸腾的高度也有所不同。达到体液沸腾的低压时，即使通过个人供氧装置紧急供氧，体液沸腾仍可造成以下症状：(1) 蒸气胸、胸腔气压低，液体容易汽化，造成肺部局部萎缩，丧失气体交换功能；(2) 全身气肿，随着暴露高度增加，眼球结膜、内脏器官亦会发生气肿，其功能受到影响；(3) 循环障碍，血管里含有大量蒸气气泡，阻滞血液循环，涉及身体重要器官，将会危及生命。保持航天器人工座舱的正常压力制度是防止体液沸腾的根本措施。

（撰写：杨天德　审订：魏金河）

tizhuangshi taiyang dianchizhen

体装式太阳电池阵 body mounted solar array　把太阳电池电路直接安装在航天器本体上的太阳电池阵。支承太阳电池电路的基板可与航天器本体结构合而为一，也可做成单独的基板结构。体装式太阳电池阵的构造简单，不需在空间展开，可靠性高。但是所提供的太阳电池面积受航天器构形的限制，并且不能对日定向，太阳电池的利用率低。因此，一般仅适用于所需电源功率不大的自旋稳定航天器，如“实践”1号科学实验卫星。



体装式太阳电池阵

（撰写：陈烈民　审订：赵坚成）

tian di duijie ceshi

天地对接测试 space-ground interface compatibility test　在飞行任务前，导弹、航天器、运载火箭上的测控、通信设备与地面测控、通信系统之间的接口和电气性能的兼容性测试。通常是用来检验新研制的天地测控、通信系统接口和电气性能设计

的正确性和合理性。导弹或航天器所载设备与地面测控、通信系统间以有线或无线方式构成天地回路进行天地对接。对接测试的内容通常包括天地天线极化正确性检查,天地频率捕获性能测试,天地发射频谱测试,遥测、遥控、测距、测速、图像、话音等的功能检查、性能测试及质量评估等。

(撰写：刘全喜　审订：刘志逵)

tian di tongxin

天地通信 space-ground communication 空间飞行器与地面测控站之间的通信。天地通信系统包括空间飞行器通信分系统和地面测控站通信分系统,它们的主要功能是完成空间飞行器的遥测与遥控信息、视频图像信息、天地话音信息以及空间飞行器定位信息数据和定位示位标信息等的传输。天地通信有陆基网和天基网两种形式。陆基网由陆上固定站、陆上车载站、海上船载站和空中机载站组成;天基网由数据中继卫星或导航卫星和地面通信站组成。通常,陆基网受布站数量限制,通信覆盖率比较低;而天基网由于采用高轨道数据中继卫星或导航卫星实现空间飞行器和地面通信,所以天基网通信覆盖率远大于陆基网通信覆盖率。天地通信目前采用Ku、C、S、L、VHF和HF等频段设备。

(撰写：张兵山　审订：王慧连)

tianding tiandi

天顶/天底 zenith/nadir 地平面垂直线与以观察者为球心的天球相交点,在地平面以上的点为天顶;在地平面以下的点为天底。天顶的地面仰角为90°;天底的地面仰角为−90°。地平面与天球相交而成的大圆是地平坐标系的基圈,称为地平圈。天顶是地平圈的极,也是地平坐标系的极。

(撰写：张云彤　审订：范秦鸿)

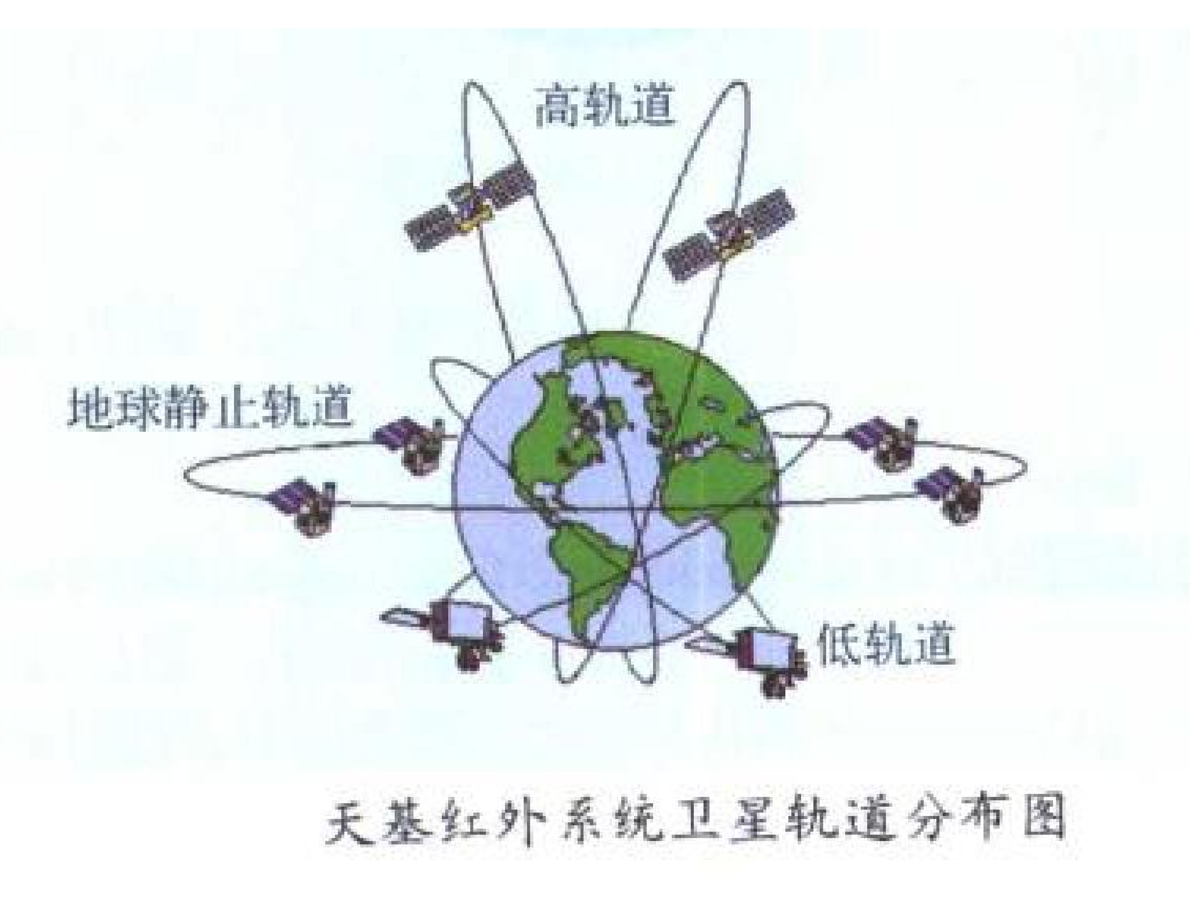
tianji gaoneng jiguang xitong

天基高能激光系统 space-based high-energy laser system

见天基激光武器系统。

tianji hongwai xitong

天基红外系统 space-based infrared system (SBIRS) 美国空军为取代现役的国防支援计划(DSP)卫星而研制的新一代导弹预警系统。它包括天基红外系统卫星和天基红外系统地面站。天基红外系统卫星,由2颗大椭圆轨道卫星、4颗地球静止轨道卫星、1颗备份星和18~24颗低轨道卫星组成。系统建成后,可满足未来战争中战略战术导弹预警的需要。SBIRS卫星采用双传感器方案,即包括高速扫描传感器和互补的凝视传感器。扫描仪用一维阵列扫描地球南北半球,提供导弹发射期间发出的尾焰的最初探测;而凝视传感器则进行详细的二维观察。洛克希德·马丁公司采用快速扫描与高分辨率凝视传感器相结合,使新的传感器扫描速度和灵敏度比DSP卫星高10倍。因此SBIRS有能力探测更小的导弹的发射,并且可以在发射后10~20 s内把告警信息传递到地面站。SBIRS双传感器设计使用的元件有90%以上是通用的,而且在系统设计中都通过地面系统进行通信而不需要卫星间的通信。SBIRS的地面站包括主要任务控制站(MCS)和中继地面站。其中MCS设在贝克勒,备用SBIRS控制站设在沃伦空军基地。这两个地面站完成SBIRS系统的全部数据处理工作。中继地面站有两个,一个在欧洲,另一个在澳大利亚,它们把这两个区域内卫星支援任务数据转送到主控制站进行处理。将多个SBIRS卫星观察到的单个事件相关的数据进行融合,从而提高探测目标参数的精度。

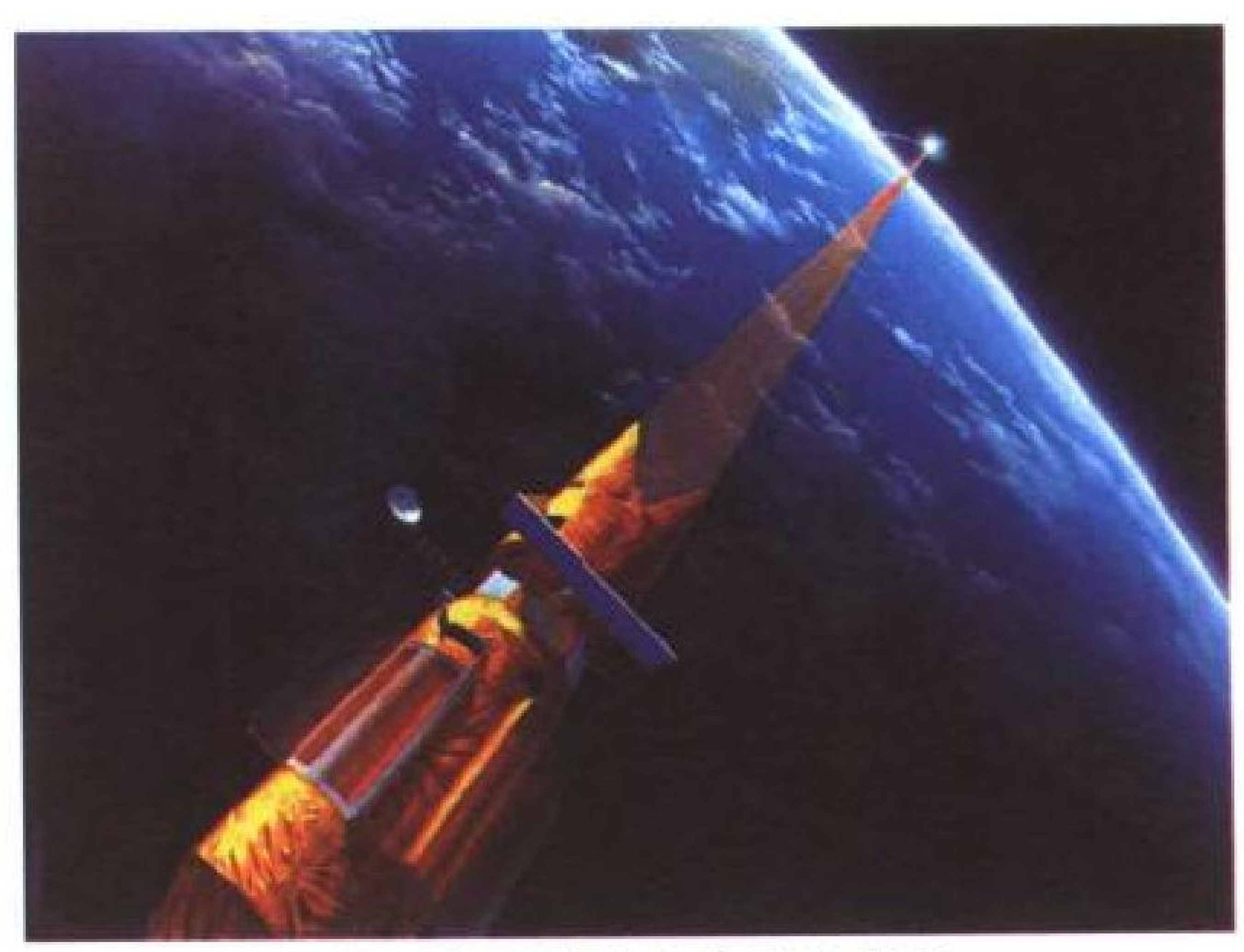


天基红外系统卫星轨道分布图

(撰写：李辉　审订：王子滨)

tianji jiguang wuqi xitong

天基激光武器系统 space-based laser weapon system 又称天基高能激光系统。安装在航天器上,用来在空间拦截战区导弹、洲际导弹和卫星的高能激光武器系统。天基激光武器的研制始于美国执行战略防御计划(SDI)期间,武器的基本组成为:高能激光器,大口径发射光学系统以及截获、跟踪、瞄准系统(ATP)。当时的研制计划包括Alpha计划,发展兆瓦级HF高频激光(波长为2.7 μm)器;大型先进光学镜计划(LAMP),研制直径为4 m的多镜元组合而成的反射式望远镜,以及ATP研究计划。SDI计划停止后上述研究工作也一度停止,但在美国弹道导弹防御局支持下,这项计划于20世纪90年代中期恢复投资,继续研制天基激光武器。1997年完成了Alpha/LAMP的地面综合试验,成功地进行了3次兆瓦级高功率激光器与光束控制和瞄准系统的地面集成综合试验。首台天基激光演示器将于2005~2008年发射入轨。预计天基激光武器将运行在1300 km高的轨道上,有效射程达4000~5000 km,可摧毁9~11 km高空的弹道导弹。单个天基激光武器可覆盖10%的地球表面。美国实施该计划的目的在于拥有全球范围内拦截助推段飞行弹道导弹的能力,为其称霸全球的战略目标服务。



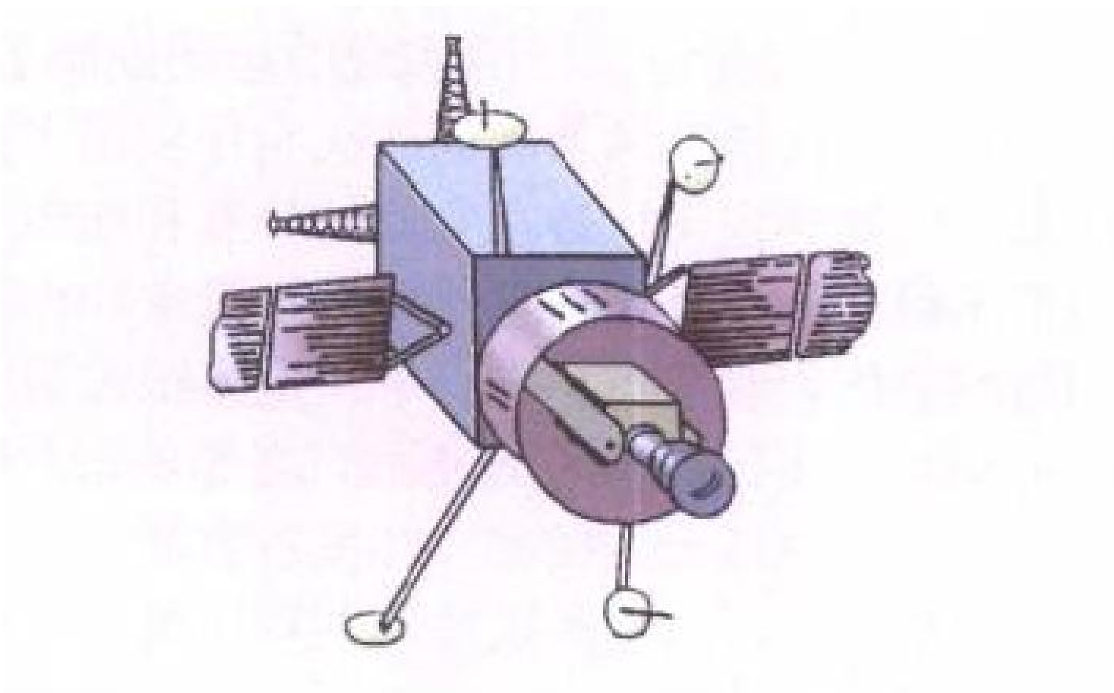
美国的天基激光武器设想图

(撰写：计世藩　审订：徐品高)

tianji jianshi genzong xitong

天基监视跟踪系统 space surveillance and tracking system (SSTS) 美国战略防御计划中的一个研究项目,是部署在卫星上用于中段导弹防御的卫星监视与跟踪系统。要求它能截

获和跟踪处于后助推段和中段的冷飞行器、再入诱饵和反卫星武器。它将在敌弹道导弹弹头进入末助推段和中段飞行后，接替助推段跟踪系统工作。其主要功能为：(1) 捕获和跟踪有威胁的目标；(2) 从诱饵和碎片中识别出弹头；(3) 向天基拦截弹和外大气层弹头拦截系统提供目标位置的信息；(4) 帮助评估目标是否被破坏。SSTS 要求能在核环境下工作，探测背景是空间，因此要求它收集有关空间核爆和空间自然背景环境方面的数据。天基监视跟踪系统的卫星平台，将装备红外望远镜、长波红外焦平面阵列探测器以及有关的数据处理机、通信设备和卫星姿态控制系统等设备。它涉及到的技术包括望远镜光学设备、焦平面阵、致冷和高容量的信号与数据处理。1987年9月，美国国防部批准该项目由探索研



天基监视跟踪系统

究阶段转入演示验证发展阶段。

（撰写：郭 典 审订：何立萍 王毓兰）

tianji wuqi

天基武器 space-based weapon 部署在太空的武器。它用于攻击、破坏和干扰空间目标或经过空间的目标，或从太空打击空中、海洋、陆上的重要目标。天基武器包括天基动能武器和天基定向能武器等。天基动能武器利用高速运动的弹头直接撞击目标或利用弹头携带的高能炸药在目标附近爆炸产生的碎片击毁目标；天基定向能武器通过发射高能激光束、微波束、粒子束（分别对应于激光武器、微波武器、粒子束武器）直接照射破坏目标。航天技术诞生后不久，美苏即开始发展天基武器技术。1983 年美国提出的“星球大战”计划，其重点就是研制部署包括动能和定向能杀伤手段在内的天基反导武器系统。尽管目前国际法禁止在太空部署武器，但以美国为首的军事航天大国正在加紧研制各种天基武器，预计天基光武器将在 2020 年后达到实用阶段。

（撰写：陈有荣 审订：龚念曾）

tianji wuqi pingtai

天基武器平台 space-based weapon platform 用于安装或发射太空武器的天基平台（空间站等）或类似跨大气层太空飞行器的平台。由于天基武器平台平时部署在太空，战时可从太空立即投入使用，因此具有很高的快速反应能力，且拥有极好的太空观察力，可立即覆盖一个巨大的战区。可用的太空攻击武器大致可分为：定向能武器、动能武器、跨大气层飞行器等。定向能武器包括激光、粒子束、电磁脉冲和高功率微波武器。由于它们以光速或接近光速工作，故具有大范围的突然精确攻击能力，但易受气候影响。其部署可以采用天基或地基加天基镜等方式。动能武器是用化学或电磁方法获得高速度，通过直接撞击毁伤目标，可将数百个动能武器放置于低轨道的“存储容器”卫星上。其特点是具有全天候能力，但机动灵活和杀伤选择性较低。跨大气层太空飞行器是指可重复使用的发射运载器，由于它可携带多种有效载荷且可载人，因此具有精确度高、机动灵活和选择杀伤性高等特点。

（撰写：许 波 审订：杨树诚）

tianji

天极 celestial pole 天赤道垂直线与地心天球的交点。与地球北极相对应的是北天极，北天极的赤纬为90°。另一点为南天极，其赤纬是 −90°。

（撰写：张云彤 审订：范秦鸿）

tiankong shiyanshi

天空实验室 Skylab 美国第一个试验性空间站。1973 年5月14日用“土星”5号火箭发射，运行在435 km高的近圆轨道。同年还先后发射了3艘“阿波罗”载人飞船与其对接，这3艘飞船分别称为“天空实验室” − 2、 − 3、 − 4。1979年7月11日“天空实验室”坠入大气层烧毁。天空实验室由轨道舱、过渡舱、多用途对接舱、太阳望远镜和“阿波罗”飞船等5个部分组成，全长36 m，直径6.7 m，重82 t。它有两个对接口，一个沿纵轴方向，一个在侧面，可同时停靠两艘“阿波罗”载人飞船。“天空实验室”作为试验性空间站，验证航天员在轨生活、工作以及开展有人参与下的各种科学实验，为建造长久性载人空间站奠定了基础。“天空实验室”共接待了3批航天员，每批3人。这3批航天员在轨生活和工作时间分别为28天、59天和84天。他们用58种仪器共进行了270多项天文、对地观测、生物学和航天医学实验。

（撰写：朱毅麟 审订：张照炎）

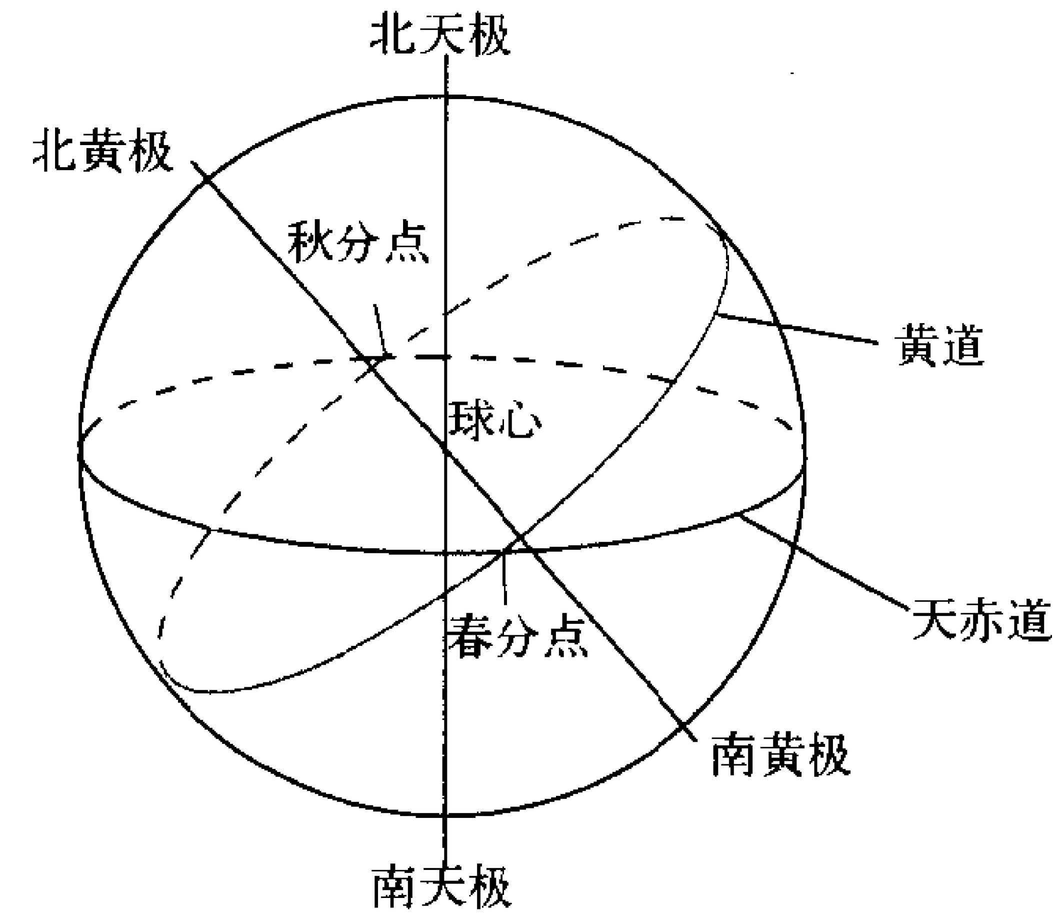
tianqi chidu yunxi

天气尺度云系 synoptic scale cloud system 在卫星云图上，水平尺度为几百至几千千米，生命史为1天至几天，并具有特定状态的云结构。天气尺度云系主要有带状、线状、螺旋状和细胞状等结构。带状云系表现为一条大体上连续的云带。它具有明显的长轴，其长与宽之比至少为4:1，并且宽度要超过一个纬距。宽度小于一纬距的云带称为云线，带状云系展示的是锋面、急流、热带辐合等天气系统。螺旋状云系是形如螺旋的一条或几条云带按逆时针方向（北半球）旋向一个共同中心。它们通常与大尺度气旋性涡旋相联系，如发展完好的温带气旋和台风。有时在温带气旋、台风和高空冷性闭合涡旋云系中，螺旋云带不明显，只表现为一片近乎于圆形的密蔽云区，称为涡旋云系。细胞状云系是形如细胞状的对流云。它是秋、冬季冷锋移到较暖的洋面上，由冷锋云系后部的冷空气变性所形成的。每个细胞云系的直径约为40～80 km，分为未闭合和闭合两类，未闭合状细胞云系主要由浓积云组成，闭合状细胞云系主要由层积云组成。

（撰写：江吉喜 审订：方宗义）

tianqiu

天球 celestial sphere 研究天体位置时引入的一个假想球面。当研究的天体（包括航天器）距离观察者非常遥远时，常难以分辨它们的远近，似乎这些物体均镶嵌在一个球面上，而实际上那是这些天体在一个球面上的投影，这个球面便称为天球。天球的引入为研究天体的方向提供了方便，用两个球坐标可以确定一个天体的方向。在计算航天器位置和航天器姿态时，常常用天球的方法。例如，自旋稳定卫星，其自旋轴



天球

的方向没有扰动时是天球上的一个点，某一个时刻，太阳也是一个点，这两个点对球心的张角就是太阳光和自旋轴的夹角。天球的球心一般取在地心，也可以按照需要定义在地球站、航天器质心等。在天球上定义一些基准大圆，还定义基准大圆的垂线和天球的交点，称为极，以此作为计量位置的基准。常用的基准大圆有天赤道、地平圈、黄道等。当天球球心取在地心时，地球赤道平面延伸后与天球相交的大圆称为天赤道。天赤道的极为天极，与地球北极对应的是北天极，另一个为南天极，以天赤道和天极为基础定义地心赤道球面坐标系。过天球中心的铅垂线与天球的交点称为天顶和天底，过球心与铅垂线相垂直的平面称为地平面，地平面与天球相交而成的大圆称为地平圈，天顶和天底即地平圈的极，以地平圈和天顶为基础定义地平球面坐标系。地球绕太阳公转的轨道平面称为黄道面，黄道面与天球相交的大圆称为黄道，它是太阳周年视运动轨迹在天球上的投影。黄道与天赤道在天球上相交于两点，称为二分(春分、秋分)点。黄道的两个极称为黄极，以黄道和北黄极为基础定义黄道球面坐标系。

(撰写：张云彤　审订：范秦鸿)

tianqiu hengxing tu

天球恒星图　celestial stellar charts　为了便于识别和寻找恒星，把恒星按照星座的关系及恒星的坐标绘制成的图。星图中注明星座、星名和星等。在星图外圈的上方注明月份。此外，还有以小时和度为单位的坐标值。星图分为北天星座图、南天星座图和赤道星座图。在航天方面，应用星敏感器测定卫星飞行姿态，利用数字化的天球恒星图计算卫星的姿态。根据星图可以辨别恒星，如欲辨认北方的星座，则观测者面向正北，高举北天星座图，将星座图中观测时所在月份置于上方，并使星图的中心置于相当于北天极的高度。如果在晚上9点钟左右认星，此时星空中的星座就与星图中的星座方位和高度基本一致，这样就容易辨认星空中的恒星，根据它在星座中的位置，在星图中找出该星的名字。如果在晚上8点钟认星，那么需要将星图顺时针方向大约旋转15°，7点钟认星则大约顺时针旋转30°，晚上10点钟认星，则反方向旋转15°。辨认赤道附近的恒星时，观测者面向正南，高举赤道带星座图。由于赤道在天球上是呈环形的，而在星图上是一条直线，故观测者在晚上9点钟认星时，须将星图拿成弧状，然后像观测北天星时一样，将星图中观测时的所在月份正对南方，使其中心高度大致等于赤道的高度。如果不是在这个时刻观测，就要像辨认北天区的恒星那样将星图逆时针或顺时针旋转一个角度。

(撰写：刘品雄　审订：常际军)

tianti yinli chang

天体引力场　gravitational field of celestial body　天体吸引其他物体的力场。天体是指宇宙间的各种星体，而各星体的万有引力场表现为对处于其场中的物体(质)的吸引力。天体引力场是由天体力学的基础牛顿万有引力来描述的，现今的天体引力场理论是广义相对论，它们在精确计算星体的轨道和推测新天体存在上是极为重要的。在航天工程中是设计计算各种人造卫星和其他航天器轨道的根本依据。

(撰写：古士芬　审订：都　亨)

tianwen daohang xitong

天文导航系统　celestial navigation system　以天体为基准，利用观测天体信息来确定飞行器运动参数，以实现导航功能的系统。天体的坐标(赤经、赤纬)和它的运动规律是已知的，测量天体相对于飞行器参考基准面的夹角并利用飞行器的发射时间信息可计算确定飞行器在空间的位置和航向。天文导航系统由星体跟踪器、星光信息处理电子设备和标准时钟等组成。利用恒星作为参考点，飞行中用星体跟踪器观测事先选定的恒星相对于飞行器参考基准面的高度角和方位角，能够计算出飞行器在地球上的经度、纬度或空间位置。预测双星的导航定位精度高，而且所选择的两颗恒星的方位角越接近90°，则定位精度越高。天文导航能用于机动发射飞行器的初始定位和定向，准确确定初始位置和瞄准角，也能够确定惯性平台基准的漂移误差。天文导航与惯性导航组合的系统能够提高导航精度。天文导航观测、获取星光信息，不需地面设备配合工作，隐蔽性好，定位和定向精度高，定位误差与时间无关。星体跟踪器观测星光受云雾和大气散射的影响，所以宜在飞行器飞行高度超过20 km时启用天文导航系统。

(撰写：徐延万　审订：崔鑫水)

tianxian kangganrao jishu

天线抗干扰技术　antenna antijamming technology　为提高雷达系统抗干扰能力而在天线分系统采取的电子技术措施。它是雷达抗干扰首先考虑和最重要的领域，因为天线是对付干扰的第一道防线。它主要包括：单脉冲、窄波束、多波束、相控阵、低副瓣／超低副瓣、副瓣对消、副瓣消隐、自适应阵列技术(自适应波束形成、反相位零点、超分辨等)、主波束随机扫描、天线扫描速度可变、极化分集和双／多基地等。其中，对防空雷达而言，低副瓣天线是防止干扰信号从天线副瓣进入和避免反辐射导弹攻击的最有效措施之一。副瓣对消和副瓣消隐技术也能阻止干扰信号从副瓣进入雷达系统，且相对超低副瓣天线而言，所付出的代价要小些。自适应阵列具有很大的灵活性和强大的抗干扰能力，很多相关原理与方法仍在研究之中。随机电扫描能够有效地对抗欺骗性干扰。

(撰写：程　臻　审订：匡　勇)

tianxian zhankai jigou

天线展开机构　antenna deployment mechanism　将航天器的天线收拢和展开的装置。在地面或飞行中，该装置将天线收拢固定成体积较小的状态。按照空间指令，该装置经过一步或多步动作，可使天线展开到远距离或大面积工作状态。该装置一般由锁紧、展开和定位3部分组成。锁紧和释放功能一般是由烟火装置来完成；展开的动力源可采用包括从简单的弹簧、气动直到复杂的电机驱动等多种方式。天线展开机构的具体形式多种多样，例如鞭状天线的套筒式展开

机构、平面阵天线的桁架式展开机构等。

（撰写：史瑾文　审订：陈烈民）

tianxianzhao wucha xielü

天线罩误差斜率 radome boresight error rate 又称天线罩瞄准误差率。在给定天线扫描面上，瞄准误差对天线扫描角的一阶导数。实际应用中，对测得的瞄准误差曲线在几度范围内取平均斜率作为此角度处的瞄准误差率值。计算公式为

$$BSE\ R(\theta)=\frac{BSE(\theta+\Delta)-BSE(\theta-\Delta)}{2\Delta}$$

式中 $BSE\ R(\theta)$ 是天线扫描角为 θ 时的天线罩瞄准误差率；$BSE(\theta+\Delta)$ 和 $BSE(\theta-\Delta)$ 分别是天线扫描角为 $\theta+\Delta$ 和 $\theta-\Delta$ 时的天线罩瞄准误差，Δ 一般取 $1°\sim2°$。它是描述天线罩的重要电气指标之一。在寻的制导系统中，天线罩的瞄准误差率比瞄准误差显得更为重要，它将影响导弹的角跟踪精度和稳定性。瞄准误差率在天线罩的外形、材料、壁结构形式、使用频率和天线的口面场分布确定的情况下，取决于天线罩厚度分布。通常通过罩壁的壁厚设计来获得最佳的瞄准误差率。

（撰写：余慧龙　审订：王　伟）

tianxian zhixiang

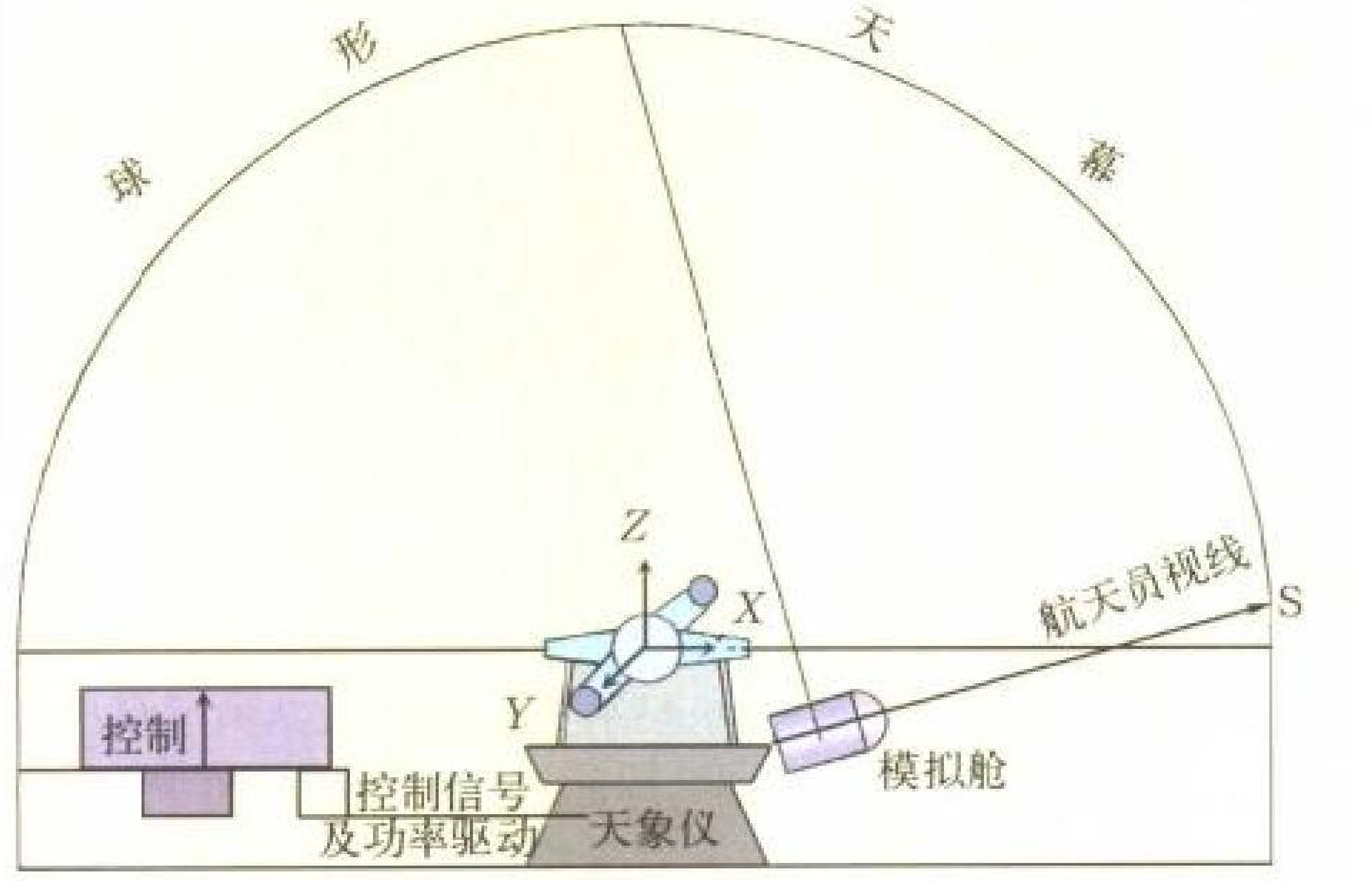
天线指向 boresight of antenna 通常情况下指天线电轴的指向亦即波束最大值的方向。对于单脉冲天线，由于差波束零值方向检测比较灵敏，常用差瓣零值方向作为电轴方向。天线指向除了用电轴方向来表征以外，有时还用机械轴、光轴来表征。机械轴为天线的几何特征轴，如抛物面天线的焦轴、平面阵面的垂线等。对于赋形波束天线，其电轴和机械轴方向可能差别较大。光轴为光学装置检测的天线实际的机械轴指向。所以在表述天线指向时，应相对卫星座标系给出明确的定义，以便天线与卫星接口。

（撰写：刘　波　审订：高选正）

tianxiangyi

天象仪 planetarium 一种能够产生并显示宇宙星空景像，对航天员进行天文知识教育和星空定向培训的地面模拟设备。星空是一种视环境，是航天员必然面对的特殊的空间环境，它可以为航天员提供极宝贵的空间飞行导航依据。在天文馆看到的天象仪显示的星空，是在地面见到的星空，而航天员需要的是在轨道上看到的星空，两者视线的出发点不同，所以星空图像必然不同。因此要对普通天象仪进行技术改造才能适应对航天员培训的需要。改造后的天象仪可以通过控制台计算机中的培训软件控制天象仪的极高运动（X轴）、周日运动（Y轴）和地平运动（Z轴），从而模拟航天员在轨道飞行中看到的星空。我国自行改造的首台航天天象仪可以显示88个星座的6000颗恒星，可以绕任意给定轴转动，并可随时任意地启动和停车；转动一个周期的时间在15～100 min内可任意调节。天象仪的运行要求平稳、无抖动，否则其真实感将大打折扣。同时还可配备载人航天器模拟座舱，航天员在舱内透过舷窗观察星空，更增加训练时的真实感。

（撰写：张福冬　审订：魏金河）



天象仪简图

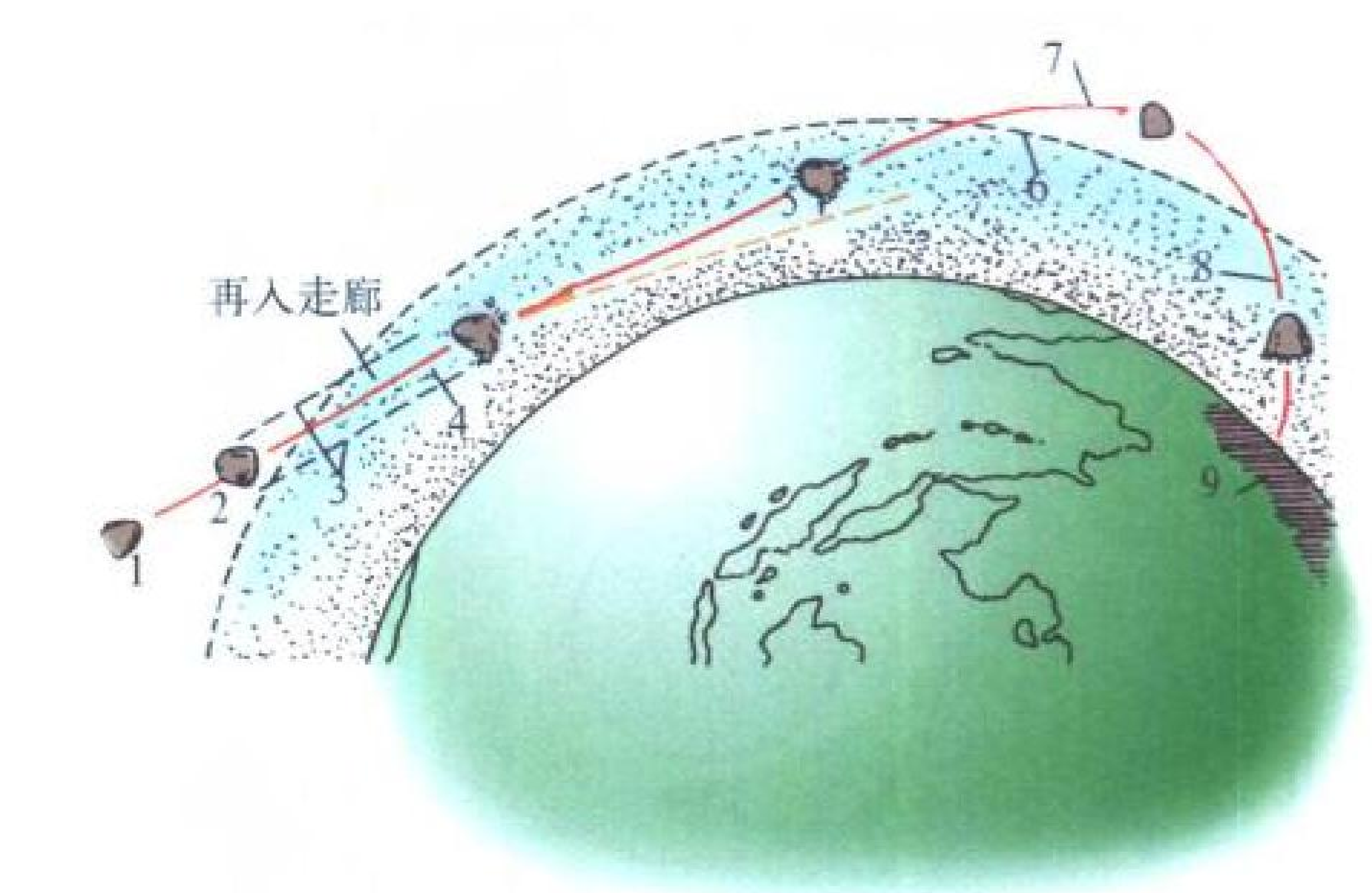
tianzhan

天战 space warfare 发生在外层空间，以航天器为攻击和防御对象的军事对抗。天战的目的之一是夺取制天权，即在一定时间内对一定范围的外层空间的控制权，以确保己方航天器在外层空间的行动自由，剥夺敌方航天器在外层空间的行动自由，进而保证己方其他军事行动顺利进行。天战可分为空间进攻和空间防御，分别指在外层空间进行的对航天器进攻和航天器的防御的军事行动。天战的主要作战手段是使用空间攻防武器。自从航天活动开始以来，空间就成为开展军事斗争的一个新领域。随着军事活动对外层空间依赖程度的日益加深，战争开始从陆地、海洋、天空向外层空间延伸。冷战时期，美、苏都曾在军备竞赛中大力发展过空间攻防技术。目前，美国的发展重点是多种空间武器技术和导弹防御系统。随着世界格局不断变化和技术的发展，天战必将成为与陆战、海战、空战并存的重要战争形态。

（撰写：宋　智　审订：朱毅麟）

tiaoyueshi zairu

跳跃式再入 jump reentry 返回器以较小的再入角再入地球稠密大气层后，依靠升力再冲出地球稠密大气层做一段弹道式飞行，然后再次再入地球稠密大气层的再入。跳跃式再入也可以多次出入地球稠密大气层，每再入一次地球稠密大气层就利用大气进行一次减速。这种返回轨道的高度有较大起伏变化，故称作跳跃式再入轨道。对于再入地球稠密大气层后虽不再跳出地球稠密大气层，但靠升力使再入轨道高度有



跳跃式再入示意图

1—返回器与航天器的其他部分分离；2—返回器调整到再入姿态；3—再入走廊的边界；4—第一次再入；5—假定的第一次再入的再入轨道；6—假定的地球稠密大气层上边界；7—第一次再入后又跳出地球稠密大气层；8—第二次再入；9—着陆区

较大起伏变化的再入轨道，也称作跳跃式再入轨道。以接近第二宇宙速度再入地球稠密大气层的返回器多采用跳跃式再入方式，以减小再入过载的峰值和在较大范围内调整着陆点。

(撰写：李颐黎　审订：李大耀)

tielu jidong fashe lieche

铁路机动发射列车　railway mobile launcher　将导弹和发射、瞄准、测试、发射控制、后勤生活保障等设备和电源及其他地面设备装在其专用铁路车厢内以实现导弹机动发射的专用列车。该列车平时隐蔽在库房(或隧洞内)，战时可在铁路线上快速机动，并能随时实施导弹发射。这种可快速和大范围机动的列车车载量大，伪装程度高，能提高导弹武器系统的射前生存能力，并可进行齐射。

(撰写：毛成元　审订：包元吉)

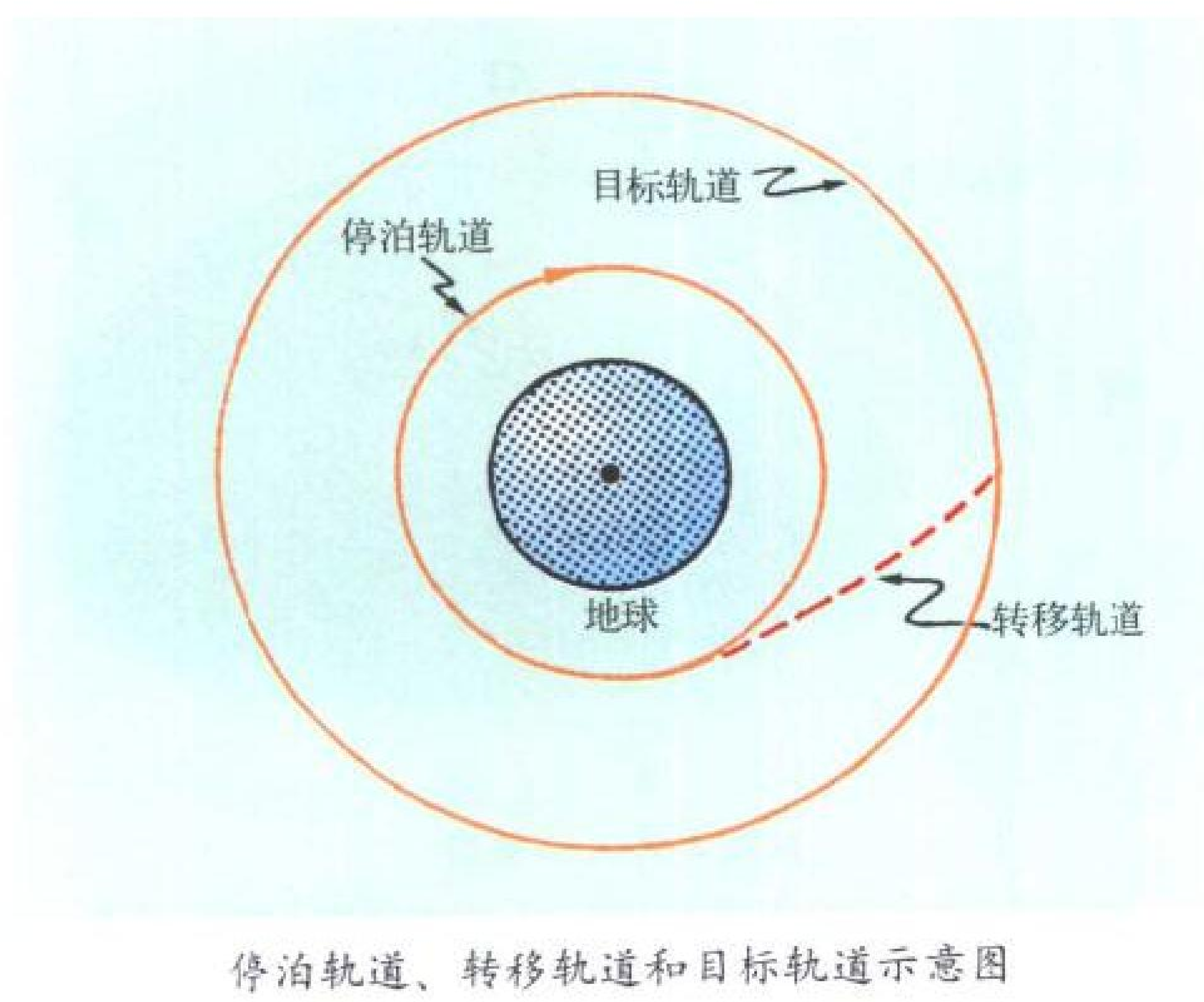
tingbo

停泊　parking　在交会飞行阶段终了，追踪航天器朝着目标航天器按交会制导控制律运动，直到它进入并保持在目标航天器(例如空间站)邻近的预定空间区域(停泊区)内，以等待目标航天器的遥操作机械臂(或人控)捕获并将其转移到目标航天器装配作业区的轨道和姿态控制过程。例如，由日本H−2运载火箭发射的日本运输飞船(HTV)与国际空间站交会阶段终了时，将进入距空间站轨道坐标系指向地心的距离矢量$\boldsymbol{R}$轴约500 m处，然后使HTV相对运动轨迹沿$+\boldsymbol{R}$轴向上运动，到达距空间站目标约10 m的预定停泊区，以适应国际空间站的遥操作机械臂对HTV进行捕捉。

(撰写：潘科炎　审订：陈义庆)

tingbo guidao

停泊轨道　parking orbit　航天器为转移到另一条轨道而暂时停留的轨道。它是一种近地轨道，其轨道高度气动阻力减到足够小，而又容易达到。发射月球探测器、行星探测器或者距离地球较远的卫星(如静止轨道)以及储存在轨备份卫星，有时采用停泊轨道的方法。在停泊轨道上，航天器可以等待时机，进入最佳的转移轨道。通过对停泊轨道的精确测量，可以提高轨道控制的精度，节省推进剂。将来在停泊轨道上，可以将先后发射的航天器再次组装成一体，以便进行更遥远的航天活动。

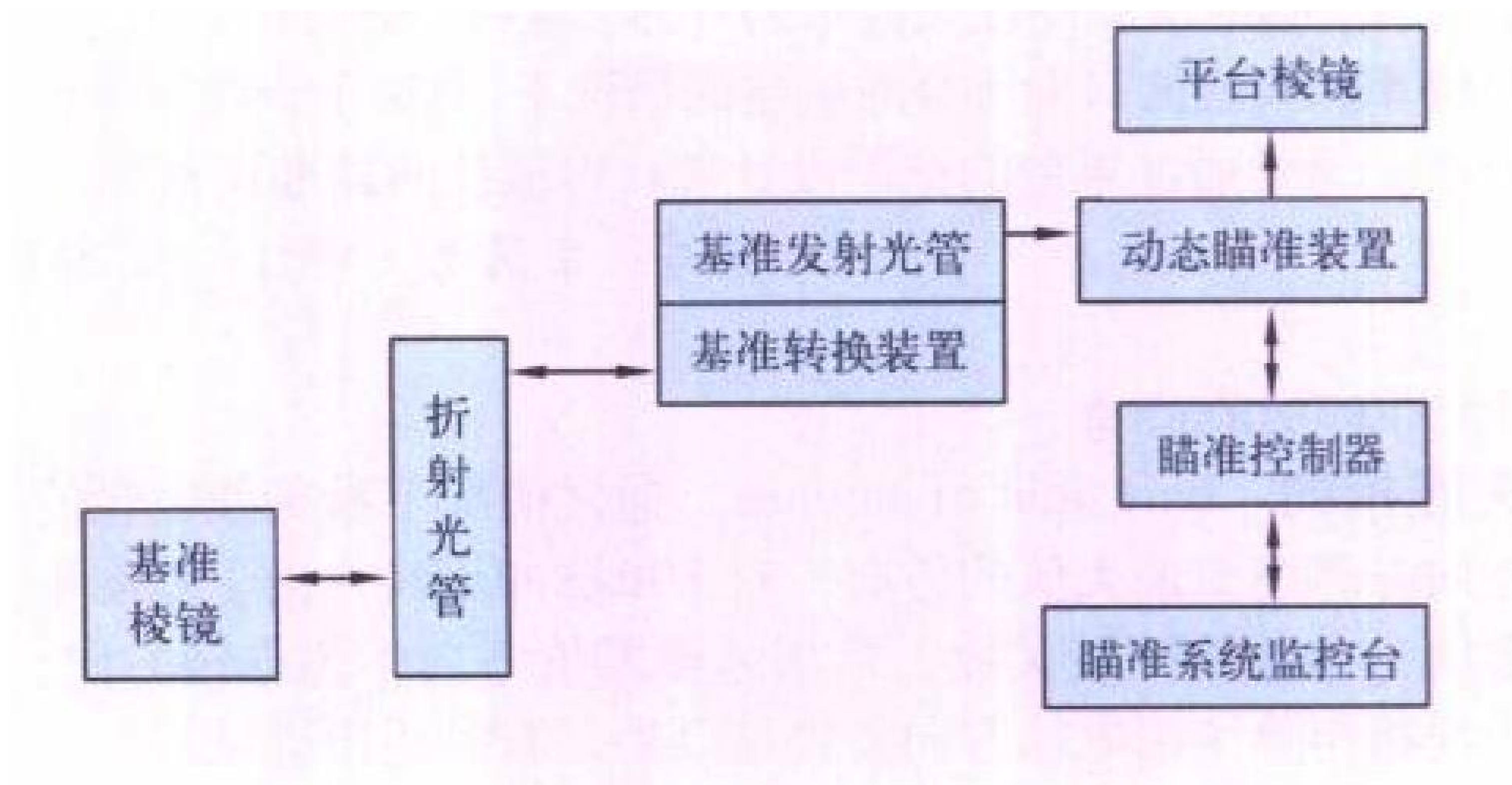


停泊轨道、转移轨道和目标轨道示意图

(撰写：张云彤　审订：范秦鸿)

tingshang miaozhun shebei

艇上瞄准设备　aiming equipment on submarine　潜基机动战略导弹发射系统的配套设备，其功能是通过光电方法将艇上方位基准传递到多发导弹的惯性平台系统，以满足多发导弹射前单射向或多射向瞄准的需求。它由基准棱镜、折射光管、基准转换装置、基准接收装置、动态瞄准装置、瞄准控制器和瞄准系统监控台组成。艇上瞄准分基准传递和动态瞄准两部分。基准传递通过基准棱镜、折射光管、基准转换装置和基准接收装置将艇上方位基准传递到每一发导弹前的动态瞄准装置。实现动态瞄准有两种技术途径：一是根据要求的射向和艇的航行姿态，由瞄准控制器控制弹上惯性平台直接转到射向。这种方法一次只能实现一个射向的瞄准。二是由瞄准控制器控制弹上惯性平台转到艇的基准方向，由发控系统根据艇上综合惯导系统输出的姿态信息，确定弹上惯性平台的初始大地方位角，再根据要求射向进行装定，以实现多射向瞄准。



艇上瞄准设备框图

(撰写：郑斌　审订：王瑞铨)

tongfeng yelengfu

通风—液冷服　ventilation and liquid cooling garment　是航天服的重要组成部分，用于航天员的通风和散热。它由通风管路和液冷服构成。通风管路一般固定在压力服内表面上，亦可设计成固定在液冷服上，直接穿在航天员身上。通风管路用于给航天员各部位输送气体，为航天员提供呼吸用氧，排出人体代谢产生的二氧化碳(保证头部二氧化碳分压不大于2.1kPa)、水蒸气、汗液等污染物，实施通风散热。液冷服是在一种网状织物内衣的上面固定着覆盖人体各个部位的密布细管，它的作用是利用冷却循环水实现人体各个部位的高效散热。舱外航天服采用通风和液冷两种散热技术途径，可保障航天员在出舱活动中维持允许的热舒适状态。通风—液冷服的一般工作技术参数范围为：通风额定流量150～170 L/min，入口风温10～20 ℃可调，入口风压0.8～1.6 kPa；入口液温5～30 ℃可调，额定流量1.5～3.0 L/min可调，其通风散热能力为18.07～27.10 kJ/h，液冷散热能力为22.59～150.93 kJ/h。

(撰写：陈景山　审订：魏金河)

tongxin lianlu

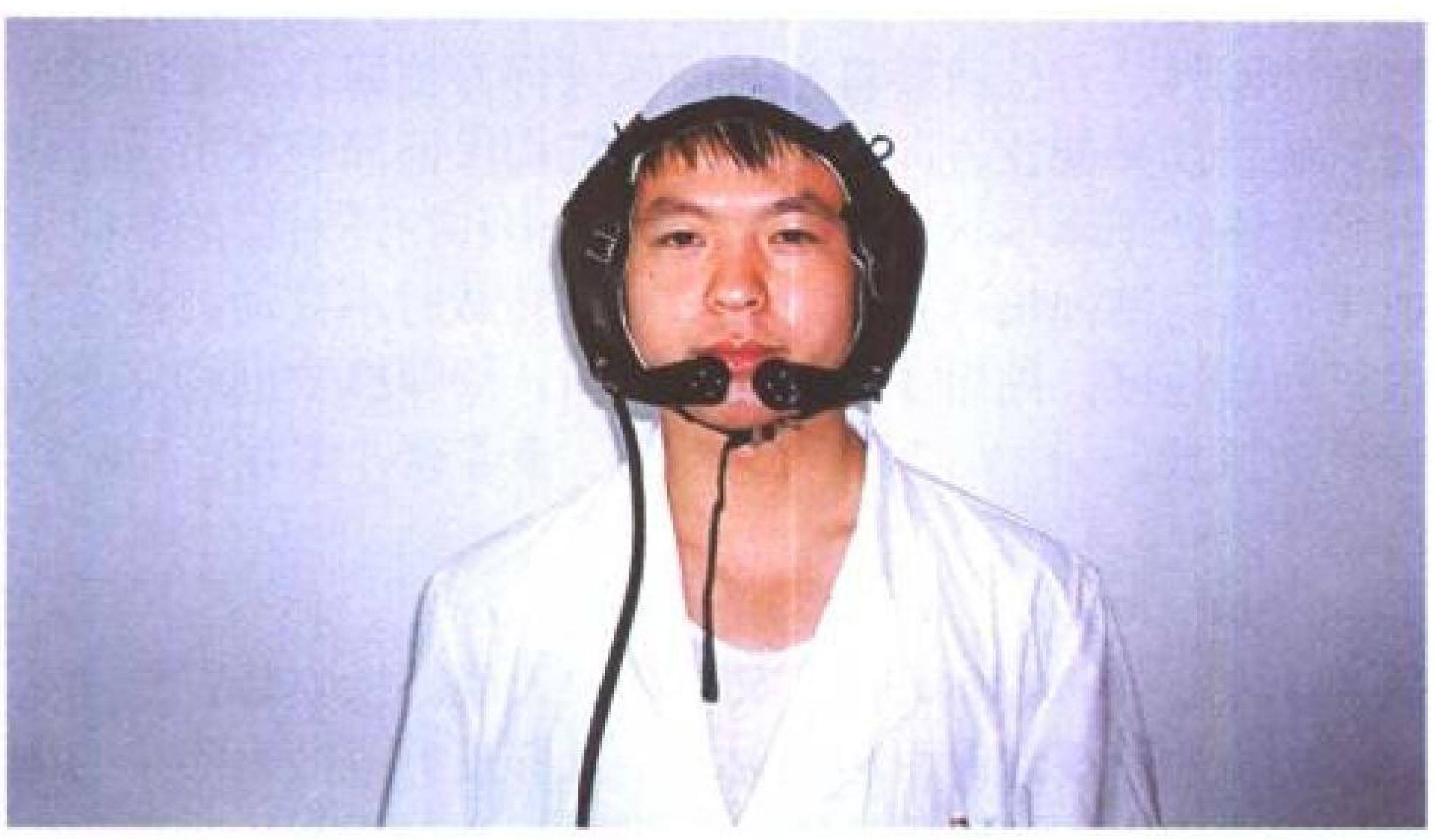
通信链路　communication link　在两点或多点之间建立的固定的或定时的信息传递连接。在卫星通信业务中卫星转发器与地面分布的地球站之间有通信链路连接。称地球站到卫星之间的链路为上行链路，从卫星到地球站的链路为下行链路。在卫星星座、数据中继卫星系统以及其他空间飞行器之间也有通信链路，这种链路称为星间链路。各种通信链路根据使用要求，

可选择不同的频段，有甚高频通信链路（30～300 MHz）、特高频通信链路（300～3000 MHz）、超高频通信链路（3～30 GHz）和极高频通信链路（30～300 GHz）。通信链路要求可靠和高质量，相应地要求发送的信号到达接收点时，必须具有足够高的电平，即满足一定的信噪比。根据这个原则在设计通信链路时，要考虑链路上各种因素的影响，如大气、环境、气候等，除了满足通信可靠度外，还要留有适当的余量。另外还要注意干扰的影响，除了在选择频率时避开可能的干扰外，还要有一定的抗干扰能力，消除人为的和非人为的干扰影响。

（撰写：陈 豪 审订：谢 军）

tongxin toudai

通信头戴 communication headpiece 又称通讯帽。由帽体、耳罩、抗噪送话器和语音放大器构成，用于航天员在着装舱内或舱外航天服时使用（见图）。在舱内压力应急或出舱活动时，借助于无线电台，可与飞行器舱内航天员、出舱航天员及地面指挥、监控人员进行相互通话。受话器安放在隔声耳罩内，在高噪声环境条件下，橡胶耳套可使噪声衰减大于 15 dB，通话语句可懂度达 95% 以上。

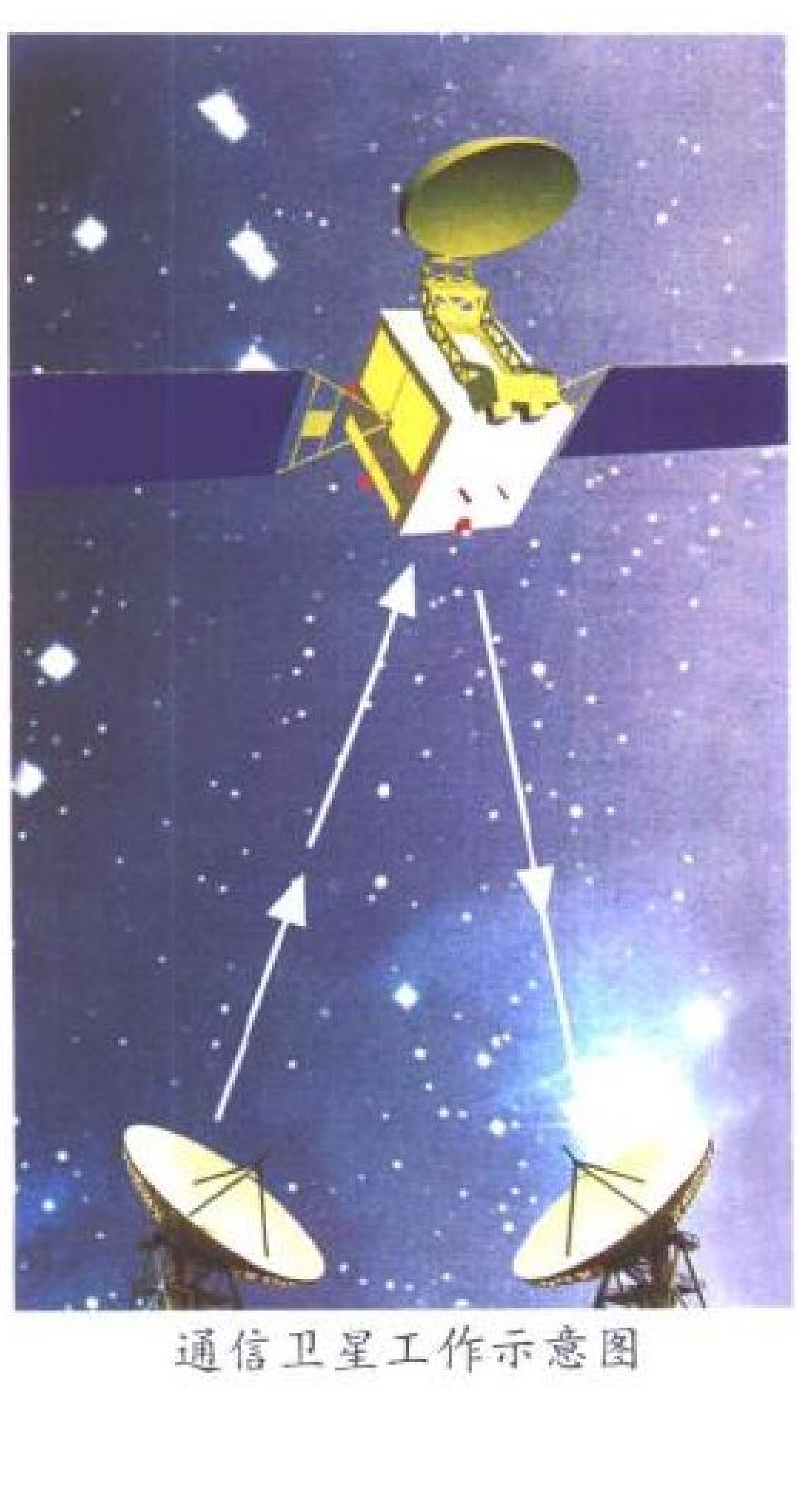


通信头戴

（撰写：陈景山 审订：魏金河）

tongxin weixing

通信卫星 communication satellite 用作无线电通信中继站的人造地球卫星，是卫星通信系统的空间部分。通信卫星转发无线电信号，实现卫星通信地球站（含手持机终端）之间或地球站与航天器之间的通信。通信卫星按其轨道的不同分为地球静止轨道通信卫星、大椭圆轨道通信卫星、中轨道通信卫星和低轨道通信卫星。一颗地球静止轨道通信卫星大约能覆盖 40% 的地球表面，在赤道上空 35786 km高度等间隔部署3颗通信卫星即可基本覆盖全球，但存在双跳时延和两极地区不能覆盖等问题。大椭圆轨道通信卫星，对两极地区有较好的覆盖效果。利用多颗中、低轨道通信卫星，构成星座系统，通信效果好、时延小，可实现全球个人手持机通信。通信卫星按服务区域的不同，可分为国际通信卫星、区域通信卫星和国内通信卫星；按用途的不同，可分为军用、民用和商用通信卫星；按通信业务种类的不同，可分为固定通信卫星、移动通信卫星、电视广播卫星和跟踪与数据中继卫星等。体现通信卫星性能和特征的主要参数有：转发器数量、输出功率、等效全向辐射功率、波束覆盖区、上下行频率、极化方式、稳定方式、电源功率、轨道位置、设计寿命等。过去通信卫星传输的通信信号在卫星上只进行放大和变频。近年来星上信号处理技术越来越多地被采用，不但可进行波束切换，还可进行基带处理，通信信号在卫星上被解调、再调制，并进行信号编路，使通信卫星的功能越来越强。



通信卫星工作示意图

（撰写：戚发轫 张照炎 审订：王景泉）

tongxin zhihuiche

通信指挥车 communication command vehicle 装载相关设备并为导弹发射实施指挥和信息传输的车辆。在车载平台上采用有线、无线等多种通信手段，对上接收上级指令、发送战场信息，对下发布命令、搜集信息，并利用计算机等手段进行战场态势显示、作战辅助决策等工作，完成局部战场的指挥、通信。通信指挥车一般由通信设备、通信天线、安全保密设备、指挥调度设备、计算机设备、显示设备、计算机网络设备、电源、底盘、车厢及辅助设施等组成，既可独立完成作战指挥功能，也可和其他的通信车或指挥车联合完成通信指挥任务。随着科学技术的迅速发展，通信指挥也越来越重要，特别是各种新型武器装备的作战性能越来越先进，战场上陆海空天立体化诸兵种协同作战，战斗的突发性和速决性使战场态势瞬息万变、稍纵即逝。在这种情况下，各级指挥员同参战部队以及参战部队之间实时、高速、保密、准确的信息沟通及作战指挥是非常重要的，通信和作战指挥已成为赢得战争胜利的关键。现代战争强调机动性，单靠地面固定通信设备和固定指挥所是不可能完成所有通信指挥任务的，通信指挥车是完成机动通信指挥的重要方式之一。随着C^3I系统的建立，通信指挥车也成为C^3I系统的重要组成部分。

（撰写：黄兴东 审订：胥曰仲）

tongxin zhuanfaqi

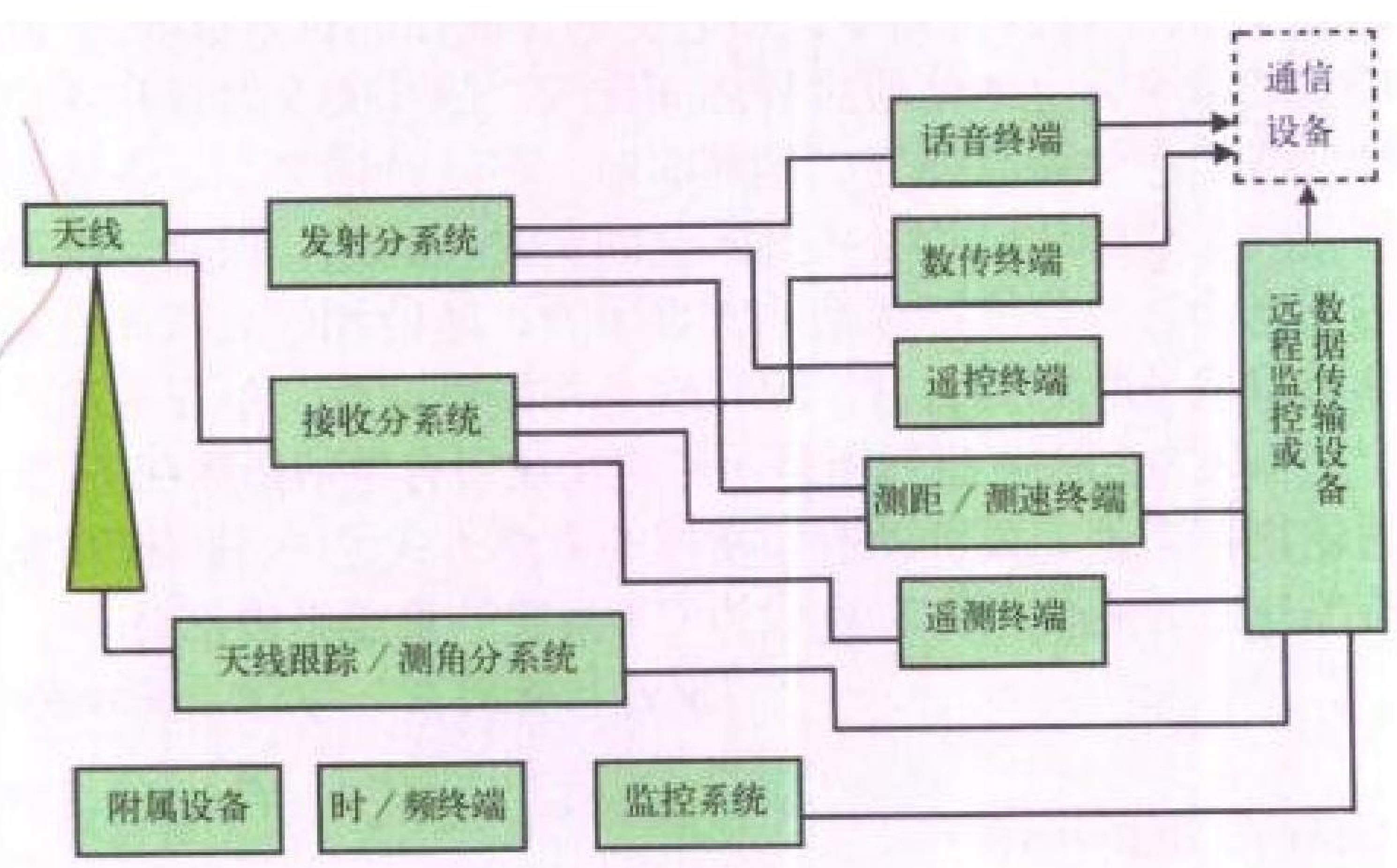
通信转发器 communication transponder 将接收到的通信信号经过变频、放大后再发射出去的无线电电子设备。通信转发器常装于通信卫星上，实现空间通信中继站的功能。传统的转发器是透明的，新型的转发器有信号处理功能。转发器的主要组成部分有：(1) 接收机。用于对输入信号进行低噪声接收、变频和放大。接收机由前置放大器、下变频器、本地振荡器和后置放大器组成。(2) 中频处理器。主要采用数字信号处理技术，完成分路滤波、解调后再调制、信号交换、自适应处理及数字合成等功能。(3) 输入多工器。将信号按频带区分成多路，每路都经过带通滤波器和均衡器，并可独立调整。(4) 输入切换器。用于同频率通道之间的切换，也用于切换信号处理（变频调制、解调、基带处理等）通道。(5) 激励放大器。由多级放大电路构成，用于把接收机送来的信号放大，以获取一定的增益和功率去激励末级功率放大器。激励放大器还会具有增益控制或自动电平控制功能。(6) 功率放大器。采用行波管放大器或固态功率放大器，将每路通信信号放大到

规定的功率电平。(7) 输出切换器。进行输出信号通道和设备主、备份切换，有的还可进行多波束之间的切换。(8) 输出多工器。它的用途是减少或滤除转发器中产生的有害频率分量，并将各路信号合起来向发射天线馈送。转发器的主要技术指标是：增益（即功率放大量）、幅频特性、最大输出功率、噪声系数、交调电平、调幅调相变换系数和时延随频率的变化等。

（撰写：但 森 修订：陈 豪 审订：崔骏业）

tongyi cekong xitong

统一测控系统 unified tracking, telemetry and command system 利用公共射频信道，将航天器的跟踪测轨、遥测、遥控和天地通信等功能合成一体的无线电测控系统。它采用了信道综合技术和二次调制解调技术，即在发端将各种信息（如遥测、遥控、数字话音等数据流）通过对副载波调制，再和测距信息一起对载波进行调制，最后经同一射频信道传输；收端接收机先从载波中解调出副载波和测距信息，测距终端比较测距信号收发时延获得目标斜距，其他终端再从副载波中解调出自己的信息流，从载波中提取双向多普勒信息，获得目标径向速度；采用差分四相键控调制方式对另一载波进行调制传输码速率较高的数传信息。一般天线座采用方位—俯仰型，且有转盘式全动天线和立柱式限动天线之分，前者用于航天器从目标起飞到寿命终了或者返回落地止的全程的测控，后者仅用于地球同步卫星定点后的长期管理测控。该系统主要工作于微波频段，一般由天线跟踪／测角分系统、发射分系统、接收分系统、遥测终端、数传终端、遥控终端、测距／测速终端、话音终端、时／频终端、监控系统、远程监控或数据传输设备以及各种模拟信号源等附属设备组成。



统一测控系统方框图

（撰写：荆树超 审订：单文增）

tongdan duijie zhuangzhi

筒弹对接装置 docking device for missile in container 又称导弹水平装填装置。将导弹水平装入或退出发射筒的装置。导弹装填过程应平稳、无冲击，其装填速度和装填力均有规定值，在装填力超过规定值时有安全保护措施。它的基本组成包括导弹支架、发射筒支架(发射车)、导弹或发射筒调整机构、抓弹机构、导弹驱动机构和电控系统等。有的支架上还安装有车轮，可以在场地上移动。在筒弹对接时，先将导弹支架和发射筒支架调平，然后将导弹和发射筒吊装到各自的支架上，由导弹或发射筒调整机构调整导弹或发射筒的轴线，使导弹和发射筒的轴线一致，再由导弹驱动机构推动抓弹机构与导弹对接，并将导弹推进发射筒，在导弹推进到位后，由发射筒导弹锁定机构将导弹锁定，然后抓弹机构释放导弹，并退出发射筒。导弹退出发射筒是上述作业的逆过程。凡是采用发射筒发射的导弹都需要筒弹对接装置。固体战略导弹和防空导弹均有采用水平装、退导弹的方式，因此筒弹对接装置在导弹武器系统中应用比较广泛。

（撰写：李喜仁 审订：李淑瑛）

tongdan gangrou zhuanhuan diaoju

筒弹刚柔转换吊具 rigid and flexible changeover sling for missile 在筒弹吊装过程中具有刚性和柔性互为转换的吊具。它由上框架、下框架、方位回转机构、俯仰机构、刚柔转换机构、筒弹抓放机构等组成。上框架是一个刚性支撑框架，其上装有方位回转机构、俯仰机构、刚柔转换驱动机构和锥形座。下框架也是一个刚性支撑框架，其上装有筒弹抓放机构、刚柔转换锥形体和与筒弹对接的导向锥。方位回转机构由方位回转轴和方位驱动油缸组成。俯仰机构由俯仰回转轴和俯仰油缸组成。刚柔转换机构由刚柔换驱动油缸和钢丝绳组成。筒弹抓放机构由筒弹抓放驱动机构、导向轴和抓筒弹钩组成。在筒弹吊装过程中，吊具与筒弹和筒弹与发射装置对接时，吊具由刚性转为柔性，在筒弹起吊和方位回转时，吊具由柔性转为刚性。方位回转机构对筒弹进行方位回转，使筒弹与发射装置筒弹架位方向一致；俯仰机构保证筒弹在吊运过程自始至终处于水平状态；刚柔转换机构和筒弹对接的导向锥便于吊具与筒弹快速自动对准和筒弹转载时不摆动，提高了吊机回转速度，缩短了导弹装填时间；筒弹抓放机构完成筒弹自动抓放。

（撰写：李喜仁 审订：王武贤）

toubu tianxian

头部天线 front antenna 又称回波天线。指安装在导弹头部，接收照射雷达向目标辐射后由目标反射或散射回来的电磁辐射的天线。该天线的输出提供目标相对于天线瞄准轴的角度信息，具有提取运动目标信息的能力。在比例导引导弹系统中，头部天线的瞄准轴必须跟踪导弹—目标之间的视线角度，且能跟踪视线的迅速变化。它在结构上应适应飞行器雷达系统的要求，结构紧凑、重量轻、工作可靠。

（撰写：梁棠文等 修订：李 辉 审订：王子滨）

toufangshi fashe

投放式发射 drop launch 靠导弹自身的重力来投放导弹的发射方式。多用于机载导弹的发射。在发射时打开挂弹装置上的释放机构，导弹便在重力作用下脱离载机作静力滑翔；经过一定的延时，导弹发动机点火，作动力飞行。投放式发射的典型发射过程见美国AGM-86A空射巡舰导弹从B-52G战略轰炸机上的发射过程示意图（见右图）。

（撰写：孙雅平 审订：魏其勇）

toubo cailiao

透波材料 radar transparent material 对不同角度入射的电磁波具有良好透过性能的材料。在低频电场的直接作用下，金属为导体，而非金属材料属绝缘体。当材料处于高频电场时，绝缘体变为高频电场（电磁波）的透过材料，而金属成为电磁波的屏蔽材料。根据电磁波传播过程的性质，电磁波在射向物体时会产生反射、折射和透过现象，而材料在电磁波的作用下会产生极化现象和损耗电磁波能量的现象，其中以电磁波的反射和能量损耗对雷达工作性能的影响最大。

透波材料用于制造飞机、导弹的雷达天线罩和天线窗板。对它的基本要求是：具有较大的透波率（功率透过系数），低的反射率和损耗，对雷达的天线方向性图影响很小，满足雷达搜寻及瞄准目标的精度等要求。天线罩（板）的最大功率反射系数与其材料的介电常数ε和介电损耗正切角tgδ有关。由于电磁波传输过程存在叠加现象，因此对各种结构的天线罩（板）都存在某一理想的厚度，即最佳厚度。在此厚度下两个表面反射的电磁波叠加后最小，以降低反射对雷达性能的影响。天线罩（板）对电磁波的吸收将损耗电磁波的能量，致使雷达的有效作用距离减小。材料介质损耗愈小，罩壁愈薄，被吸收的能量愈少，因而功率透过系数愈大。

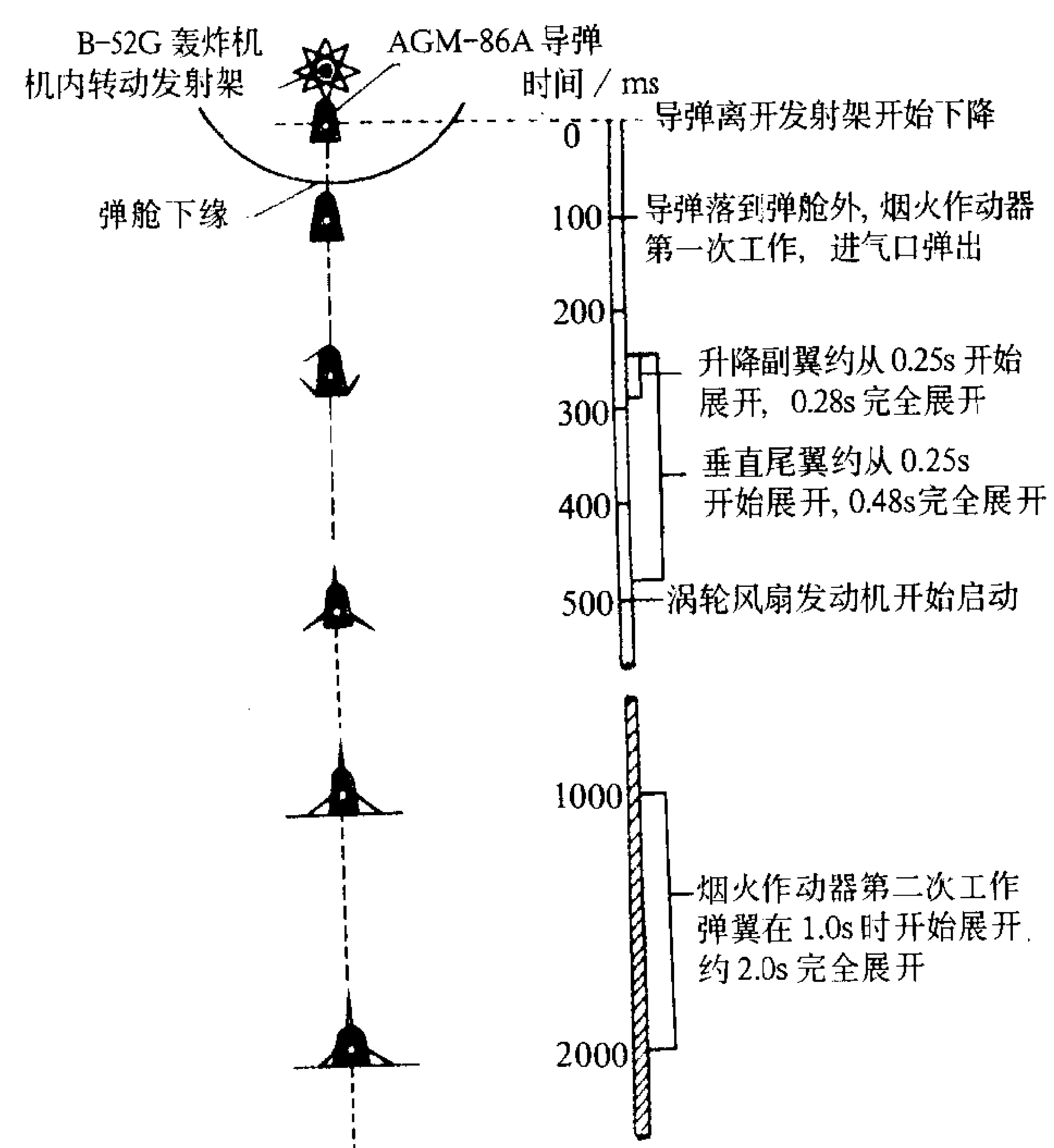
飞机的机载雷达罩大多数采用玻璃钢及其复合夹层结构制造，防空、海防及其他战术导弹的天线罩（板）多数采用聚四氟乙烯或玻璃纤维增强聚四氟乙烯制造，而战略导弹的天线窗材料则经历了石英玻璃、穿刺高硅氧布增强二氧化硅和三向石英增强二氧化硅的发展过程。

（撰写：赵云峰　审订：巫世杰）

tuxiang chuli

图像处理　image processing　对原始图像进行加工以满足应用要求的技术。早期的图像处理主要应用模拟技术和光学方法。由于数字技术和计算机技术的不断发展，数字图像处理技术代表了主流方向，光学方法和数字一光学混合方法也在不断发展。图像处理的研究主要包括几何处理、图像增强、复原、编码、分割、重构、特征提取、图像描述和图像理解的理论、算法及实现。图像几何处理是通过一定的几何变换得到不同几何条件下的图像。图像增强是采用滤波和变换处理使输出图像比原图像更适合于特定的应用，例如改善人类观看图像的主观质量和更适合于机器的分析。图像复原是分析图像质量降低的原因，建立图像质量降低的模型，并通过该模型的逆变换处理恢复原图像。图像编码是寻找以较少的比特位数代表图像中所包含的信息，便于图像数据的存储及传输。利用二维投影图、体视图和通过运动恢复物体的三维图像以及三维物体形状的研究则是图像重构的内容。特征提取是通过一定处理手段得到不同侧面图像的属性，通过这些属性对图像进行识别和理解。图像描述和图像理解是对被分割图像的各部分的数字或符号描述，描述应有利于识别处理的特征提取，并代替人完成各种场景的分析工作，说明场景图像中目标与目标、目标与背景之间的位置关系。描述千变万化的场景必须利用人工智能技术对图像分析系统进行控制和有效地利用知识库。由于图像处理所需的计算量相当庞大，图像处理中所用到的数据和算法有明显的结构特点和求解特性，因此图像处理适合于并行处理和由高速运行的硬件来实现。

（撰写：菅云峰　审订：孙再龙）



AGM－86A 从 B－52G 上的发射过程示意图

tuxiang dingwei jingdu

图像定位精度　positioning accuracy of image　航天遥感图像几何质量的重要指标之一，它由遥感图像上得到的给定目标点的地理位置与其真实位置之间误差的均方根值表征。对不同级图像产品有不同的定位精度指标要求。利用卫星时间、姿态及星历表等辅助数据所做的几何纠正称为系统几何纠正，其产品几何校正位置误差一般规定为小于 1～2 km；利用地面控制点所做的几何纠正称为精纠正，其产品几何校正位置误差一般规定为小于3个地面像元。影响系统几何纠正产品定位精度的主要因素包括地球旋转和曲率、卫星轨道和姿态确定、星上时钟以及遥感器对准特性等。影响精纠正产品定位精度的主要因素是遥感器内部和外部原因所造成的图像畸变。不管哪级图像产品，确定其定位精度的基本方法都是对于一组地面控制点求取从图像上得到的地面控制点位置坐标估计值与其实际值偏差的均方根值。

（撰写：常际军　审订：吴开林）

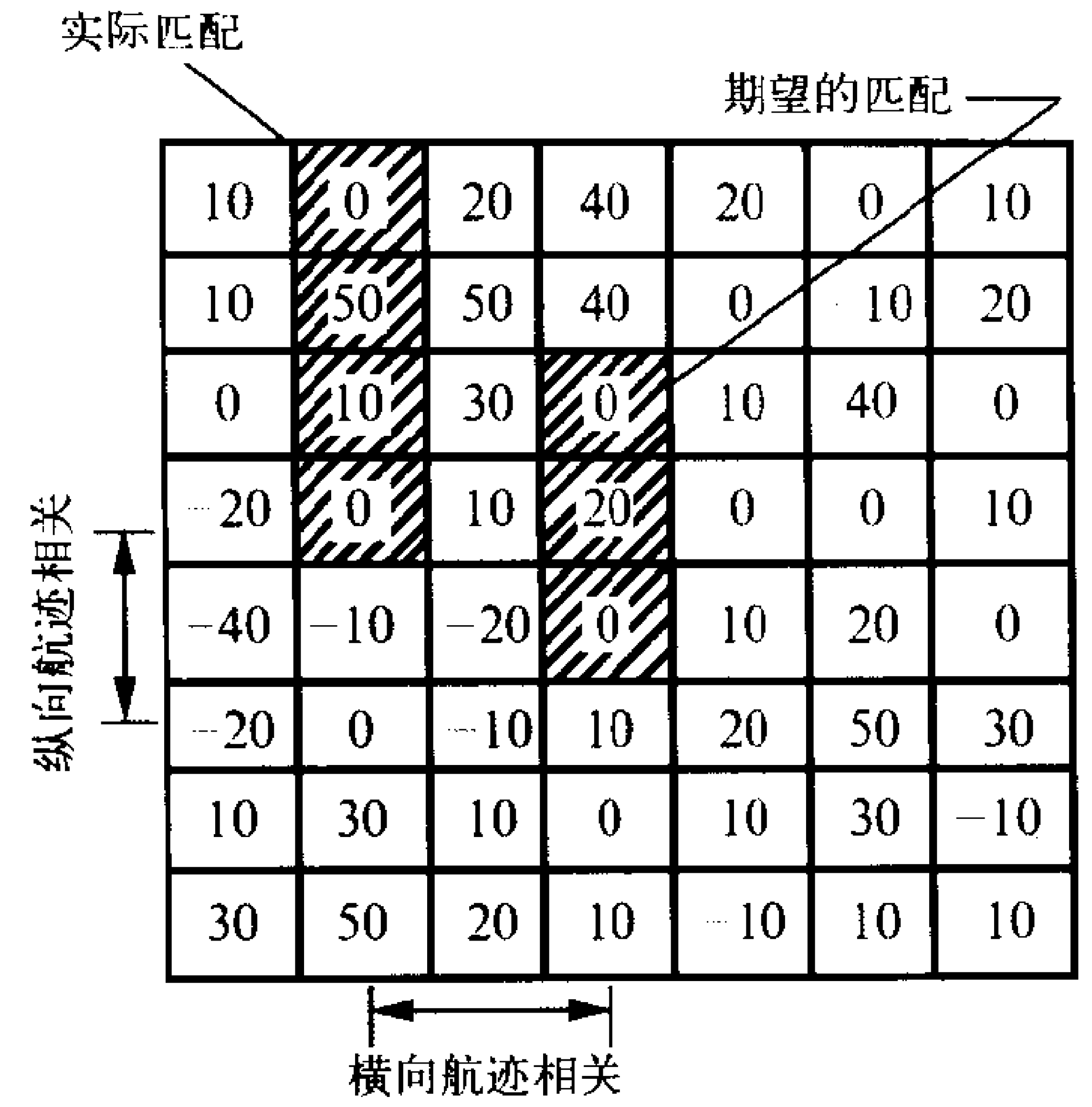
tuxiang fuzhu xinxi

图像辅助信息　auxiliary information of image　从遥感卫星向地面站发送的用于卫星及其设备状态标识、卫星图像数据预处理目的的一些辅助数据。遥感卫星原始图像数据一般需要经过预处理后才能提供应用部门做应用分析处理。预处理的主要任务是完成对原始遥感图像的辐射校正和系统几何校正。图像预处理是地面应用系统利用卫星及其有效载荷在轨实测参数等图像辅助信息对原始图像数据进行辐射和几何规整的过程。常见的一种辐射校正方法是在卫星上安装定标系统，周期性地对遥感器进行定标，并将定标数据发送给地面图像接收站供图像数据辐射校正使用。此时用到的图像辅助信息就是定标数据。系统几何校正需要的图像辅助信息包括卫星成像时的星钟时间、姿态、卫星星历及遥感器指向角等辅助参数，这些数据一般与图像数据同步生成并一起传输到地面。

（撰写：常际军　审订：屠兰君）

tuxiang pipei

图像匹配　image matching　又称景像匹配。依靠弹载计算机把存储数据（数字化地图）从左到右扫描出全部可能有的数据序列并与实时测得的实际数据进行纵横相关比较的过程（见图）。如果两组数据失配，则弹载计算机对控制系统发出指令使导弹作机动飞行，使两组数据达到匹配，以使导弹命中目标。图像匹配与地形匹配的区别：地形匹配是以地形轮廓线（地形高度剖面或地形标高）为匹配特征，通常用雷达（或激光）



数据匹配示意图

高度表作为测量装置，把沿飞行航迹测取的一条地形高度剖面线(实时图)与预先获取的若干个地形匹配区的原图进行比较(匹配)，若不一致(失配)时，则表明飞行器的实际位置偏离了预定的飞行航迹。地形匹配是一维匹配，它适合于山丘地区。以区域的地表为特征，采用图像成像装置录取沿飞行轨迹或目标附近地区的地貌并与储存于飞行器上的基准原图比较(匹配)，称为图像匹配。图像匹配属于二维匹配，可以确定飞行器的两个坐标偏差，对导弹制导来说，可以实现二维控制，这种技术适合于平坦地区。

（撰写：马宝国　审订：周世勤　刘坤山）

tuxiang pipei zhidao

图像匹配制导　image matching guidance　利用遥感目标及其背景图像特征信息进行识别定位的自主制导技术。它主要分为一维图对二维图、二维图对二维图，即所谓线—面图匹配和面—面图匹配两种形式。它所利用的图像信息有光学图、雷达图、微波辐射图以及地形高度图等。图像匹配制导技术是在20世纪70年代发展并得到应用的一种精确制导技术，其制导精度达到圆概率误差(CEP) 30 m以内。典型的应用有巡航导弹中段制导、末段制导和弹道导弹末段制导。图像匹配制导的基本工作过程是，先将预定地区的几幅图像(称参考图)存入导弹计算机中，导弹上的图像遥感装置在飞行轨道预定空域内获取地面图像原始数据，经处理得到供图像匹配用的实时图。通过实时图与参考图的比较，相关计算得到导弹实际飞行位置与预期位置的偏差。导弹计算机根据这种偏差，处理和发出制导指令，对惯性制导的偏差修正，由执行机构控制导弹回到正确飞行轨道，最终准确命中目标。 为在导弹上实时完成图像匹配，需要超高速、大容量计算机。识别两幅由不同遥感装置在不同时间获取的同一景物图像，是图像匹配的难点问题。因此，要寻求处理各种测量噪声、几何失真和变换误差，并获得高置信度和定位精度的最佳匹配算法。

（撰写：王仁义　审订：蔡世学）

tuxiang shibie

图像识别　image recognition　通过提取图像或景物的某些特征并以此来描述图像和景物，进而达到识别理解图像或景物的目的。图像识别是数字图像处理的高级阶段，类似于人对自然场景的理解。图像识别是认知学、计算机图像图形学、人工智能、光学信息处理等多领域交叉的综合学科，它的应用范围涉及文件处理，显微图像，放射图像，工业自动化，遥感，导航、制导和军事侦察等。利用计算机来识别物体、理解景物的研究始于60年代。早在1964年，美国喷气发动机实验室就用计算机处理了“徘徊者”7号探测器拍摄的月球照片。70年代二维图像识别已经取得了较大进展。80年代由于计算机技术的发展使得图像识别研究进入了一个新的阶段，研究的重点放在了三维目标的识别上。在图像识别中，取自景物的图像或图像序列可以分析解释其二维图像，也可以从二维图像来分析理解三维景物。二维图像识别，首先要提取边缘、纹理、形态等特征，把图像分割成区域，通过与存储的模型匹配达到对图像的识别和解释，这包括军用目标识别，人脸识别，指纹识别，工业检测等。为了从二维图像或序列图像中提取三维景物特征，还可以从阴影轮廓形态、纹理变化等推理每一个图像点的表面方向；从立体匹配、“由运动重建物体结构”以及特殊成像方式得到三维景物，由此完成三维识别。图像识别存在许多难点，涉及的领域非常广泛，需要不断完善。

（撰写：菅云峰　审订：孙再龙）

tuxiang tezheng

图像特征　image feature　像场的原始特性或属性。自然特征可由图像的视觉表现来确定。而人工特征则是对图像进行专门处理和测量的结果。图像特征很多，简要划分如下：(1) 幅度特征。在所有的图像特征中最基本的是以光亮度值、红绿兰分量值或其他单位表示的图像幅度特征。幅度可以在特定的像点上或其邻域内测量。(2) 直方图特征。是图像的统计特征，它描述不同像素值出现在图像中的概率。图像直方图的形状可以提供许多图像特性的线索。(3) 变换系数特征。是指图像通过一定的变换(象傅里叶变换和小波变换)得到的系数，这些系数代表了一定的图像特性，例如图像傅里叶变换后的幅度特征是平移不变的，相位特征可很好地反映图像的平移。(4) 光亮度边缘特征。指图像局部区域光亮度或幅度分层的不连续性。在成像过程中，图像的像素是变化的，而这些边缘特征是相对不变的，由这些特征构成的图像可以看成图像的概貌。(5) 彩色边缘特征。有3种不同的彩色边缘的定义。一种定义是彩色图像的光亮场中有边缘就有彩色边缘存在。第二种定义是分别检测每一分量阵列，如果在三分量阵列中同时有边缘存在则判定为彩色边缘。第三种定义认为如果两种颜色的三分量向量的差值超过某一门限就判为有彩色边缘。(6) 像点和线段特征。像点是相对小的区域，它的幅度明显不同于它周围的邻区。线段是由幅度截面定义的。(7) 纹理特征。许多自然景物常在很大面积范围内没有重大的细节特征变化，在这些区域内景像往往是显示出类似布纹或地砖图形的重复性结构。

（撰写：菅云峰　审订：孙再龙）

tuceng cailiao

涂层材料　coating material　能涂敷在金属或其他基材表面形成一层并具有特定功能的材料。一般情况下，涂层材料由有机胶粘剂或无机胶凝剂和填料组成，简称为涂料。其在基材上形成固化的膜层，称为涂层。按涂层材料功能可分为：防热、隔热、耐腐蚀、抗氧化、电绝缘、耐磨及润滑等涂层材料；按涂层原材料种类可分为金属、有机、无机等涂层材料。涂层材料应具有与基材相匹配的线膨胀系数和良好的粘接强度，不致因产生内应力或热应力导致涂层破坏或脱落；涂层应满足工作环境的要求和在贮存环境中有良好的耐久性。

（撰写：张廉正　审订：胡连成）

tuxing tance

土星探测 Saturn exploration 人类利用空间探测器对土星进行的考察。20世纪70年代以来，共有3个探测器（“先驱者”11号、“旅行者”1号和2号）探测了土星，向地球发回大量的有关土星本体、光环和卫星的彩色照片及数据。探测器拍摄的照片显示，土星本体呈淡黄色，北极区呈淡蓝色，赤道部环绕着彩色的带状云。“先驱者”11号还发现了土星高层大气存在电离层和磁场，并绘制了磁场图。根据探测结果，科学家认为土星是个巨大的、气态或半流体的行星，土星光环



图1 土星

由无数大小不等的物质颗粒组成，其中有微小粒子、砾石、冰块等。这些物质以很高的速度围绕土星运动，在太阳光照射下呈现出多种颜色。目前，由空间探测器探测和从地面观测确认的土星卫星已达30颗。在这些卫星中，土卫六由于其环境很接近原始的地球而倍受科学家的关注。为了进一步了解土星和土卫六，1997年10月15日，美国和欧洲合作的“卡西尼”探测器发射升空，开始了为期7年的土星之旅。“卡西尼”于2004年抵达目标后，将环绕土星和土星最大的卫星土卫六飞行。而“惠更斯”子探测器（由欧空局制造）将降落到土卫六上，成为第一个着陆在另一个星球的卫星上的探测器。这个探测器将提供土卫六大气和隐藏于大气之下的真面目。尽管土卫六表面非常寒冷，不可能有生命，但是它的大气层与地球的非常相似，含有氧气，这将给科学家们提供早期地球是如何演变成有生命的星球的一些线索。

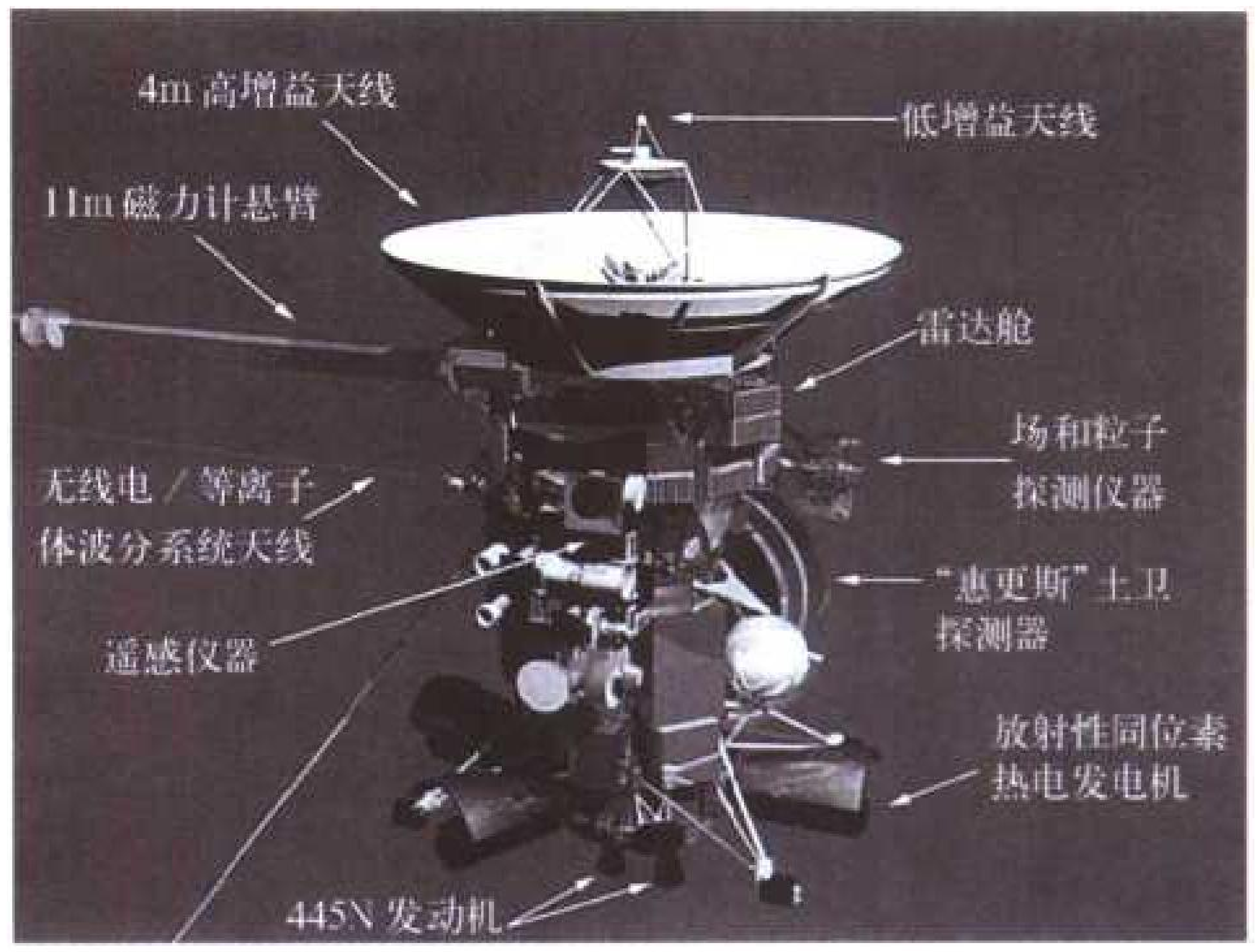


图2 “卡西尼”土星探测器

（撰写：吴 变 审订：李双庆）

tuxing tanceqi

土星探测器 Saturn probe 对土星进行探测的无人航天器，属空间探测器的一种。第一个飞越土星轨道的行星探测器是“先驱者”10号；此后，“先驱者”11号、“旅行者”1号和2号访问了土星。这些探测器探测了土星及其卫星，探测到土星环的结构，发回了大量土星图片。1997年10月，美国和欧空局联合研制的、重2.1 t的“卡西尼”大型土星



“卡西尼”土星探测器的主要设备

探测器发射成功，它携带了重320 kg的“惠更斯”子探测器，开始其长达7年的土星之旅。该组合探测器将飞越多个行星，通过借力达到飞越土星所需的能量。“卡西尼”于1998年飞抵金星，预计2004年到达土星，届时“卡西尼”将释放所携带的“惠更斯”子探测器到土卫六表面着陆，对土卫六进行实地考察，收集土卫六的多种数据。“卡西尼”将绕土星轨道飞行4年，对土星的大气、风、磁场、光环等进行探测。 （撰写：卢 波 审订：朱毅麟）

tuanliu xiaoying

湍流效应 turbulence effect 大气层中空气密度的无规则起伏称为大气湍流。湍流对光束传输的影响称为湍流效应。在地球表面，热空气上升，冷空气下沉，形成空气对流。这样，在大气中各点的温度和密度是无规则变化的，这种变化随高度和风速而不同，变化较为剧烈时形成湍流。而大气的折射率取决于密度，因此大气的折射率也随空间和时间作无规则的变化，从而形成了大气湍流效应。湍流效应主要表现为强度起伏（光束在大气中传输时，使光束截面内部各点的强度产生随机性变化）；相位起伏（光束相位的不稳定，即相位的空间起伏和相位的时间起伏）和方向起伏（光束在大气中传输时，发生偏离某一固定方向的随机性波动）。

（撰写：孙宝举 审订：孙再龙）

tuijinji duxing

推进剂毒性 toxicity of propellant 推进剂与原材料及其燃烧产物进入人体，对人体健康造成危害的性质。有毒物进入人体有3条途径：呼吸道吸入、皮肤沾染和口吸入。其中呼

化学物质的急性毒性分级表

毒性分级	大鼠一次经口 LD50 mg/kg	6只大鼠吸入4小时死亡2~4只的浓度/ppm	兔涂皮时 LD50 mg/kg	对人可能致死	
				g/kg	总量/g 60kg体重
剧毒	<1	<10	<5	<0.05	0.1
高毒	1~	10~	5~	0.05~	3
中等毒	50~	100~	44~	0.5~	30
低毒	500~	1000~	350~	5~	250
微毒	5000~	10000~	2180~	>15	>1000

吸道吸入是主要的中毒途径。推进剂毒性的大小，一般通过动物中毒实验来进行比较，比较的指标主要有：半数致死剂量LD50、半数致死浓度LC50、半数死亡时间LT50和危险指数HI等。我国根据LD50进行化学物质的急性毒性分级，共分为5级，有剧毒、高毒、中等毒、低毒、微毒(见表)。液体推进剂中有少数原材料属于剧毒和高毒类，如五硼烷、五氟化氯、一甲基肼等；多数属于中等毒和低毒类，如肼、偏二甲肼、四氧化二氮、发烟硝酸、三乙胺等。固体推进剂属于高分子复合材料，做成药柱后，对人体基本无害，但其组分和燃料材料很多是有毒的，其中只有少数属于剧毒和高毒类，如硼烷类、丙撑亚胺等；小部分属于中等毒性，如氮丙啶氧化膦、硝化甘油、黑索金等；大部分属于低毒类，如甲苯二异氰酸酯、聚氨酯、高氯酸铵、二茂铁衍生物等。

（撰写：李谨卫　审订：王北海）

tuijinji fa

推进剂阀　propellant valve　液体火箭发动机中控制推进剂流动的组件。通过阀的动作可完成发动机程序控制或发动机工作参数的调节。液体火箭发动机有各种型式和用途的阀，按使用次数可分为一次工作和多次工作两大类；按操纵能源可分为气动阀、液动阀、电动阀和电爆阀等；按用途可分为加注阀、泄出阀、启动阀、断流阀、单向阀、安全阀和调节阀等；按结构可分为菌阀、球阀、蝶阀和膜片阀等。通常，将调节发动机工作参数的阀称为调节器，如燃烧室压力调节器、混合比调节器和变推力调节器等。阀在工作时具有反应灵敏、动作准确可靠、流量和压力变化范围大及内外泄漏率低等特点。阀通常由壳体、执行元件、基准元件、敏感元件和作动器等组成。（撰写：余伯健　审订：刘小渝）

tuijinji gongying xitong

推进剂供应系统　propellant feed system　又称推进剂输送系统。液体火箭发动机中将推进剂组元输送到发动机推力室等各相应部位的系统。它的功用是将推进剂组元按要求的流量和压力，协调地输送到发动机各相应部位，保证发动机正常工作。推进剂供应系统是液体火箭发动机的重要组成部分，主要包括贮存和产生增压气体的装置、推进剂升压装置、输送管路、各种阀门及流量或压力调节装置等。推进剂供应系统按工作方式可分为挤压式和泵压式两类(见图1；图2)。挤压式系统借助引入贮箱的高压气体的压力将推进剂从贮箱输送到推力室。这种系统结构简单，工作可靠，适用于推力小、燃烧室压力低、工作时间短、起动次数多的液体火箭发动机。泵压式供应系统中，推进剂贮箱只保持能使泵正常工作（不发生气蚀现象）的不高的压力，由涡轮带动的泵将推进剂升压后输送到发动机相应的部位。涡轮通常由燃气发生器产生的燃气作为动力。供应燃气发生器的推进剂可以直接从泵后引入，也有的用挤压式供应系统提供与主系统不同的推进剂。泵压式推进剂供应系统结构复杂，但能提供大流量和高压力。因此，推力大、工作时间长、燃烧室压力高的液体火箭发动机均采用泵压式推进剂供应系统。

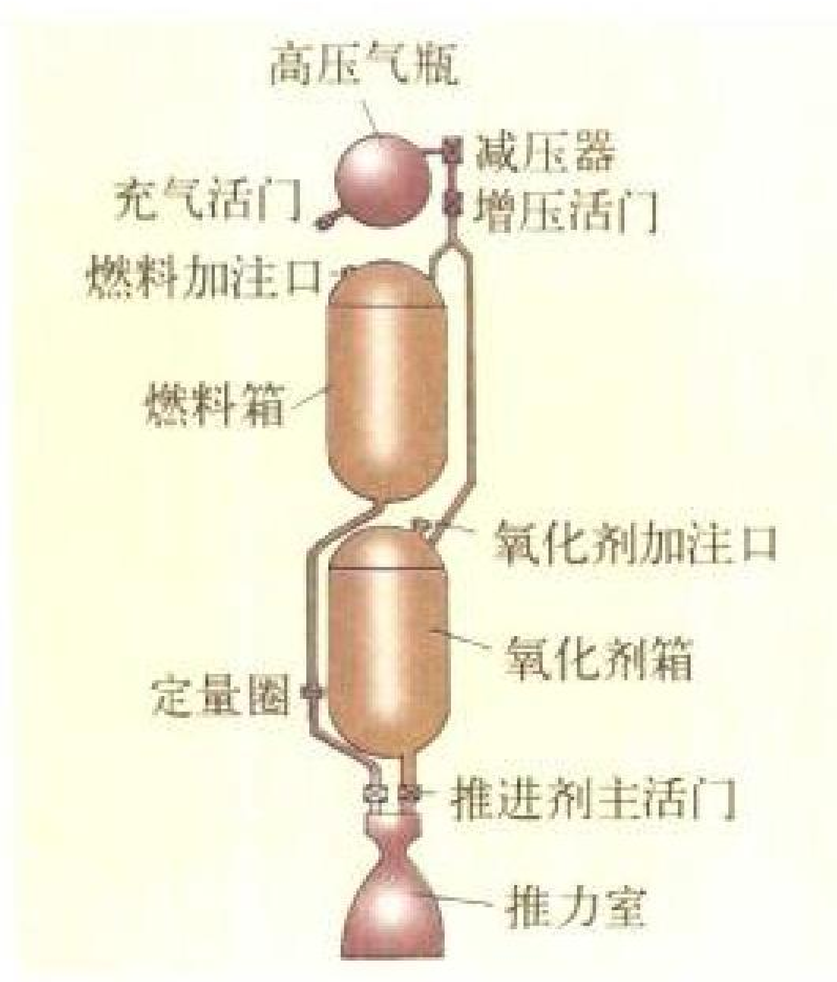


图1 挤压式供应系统

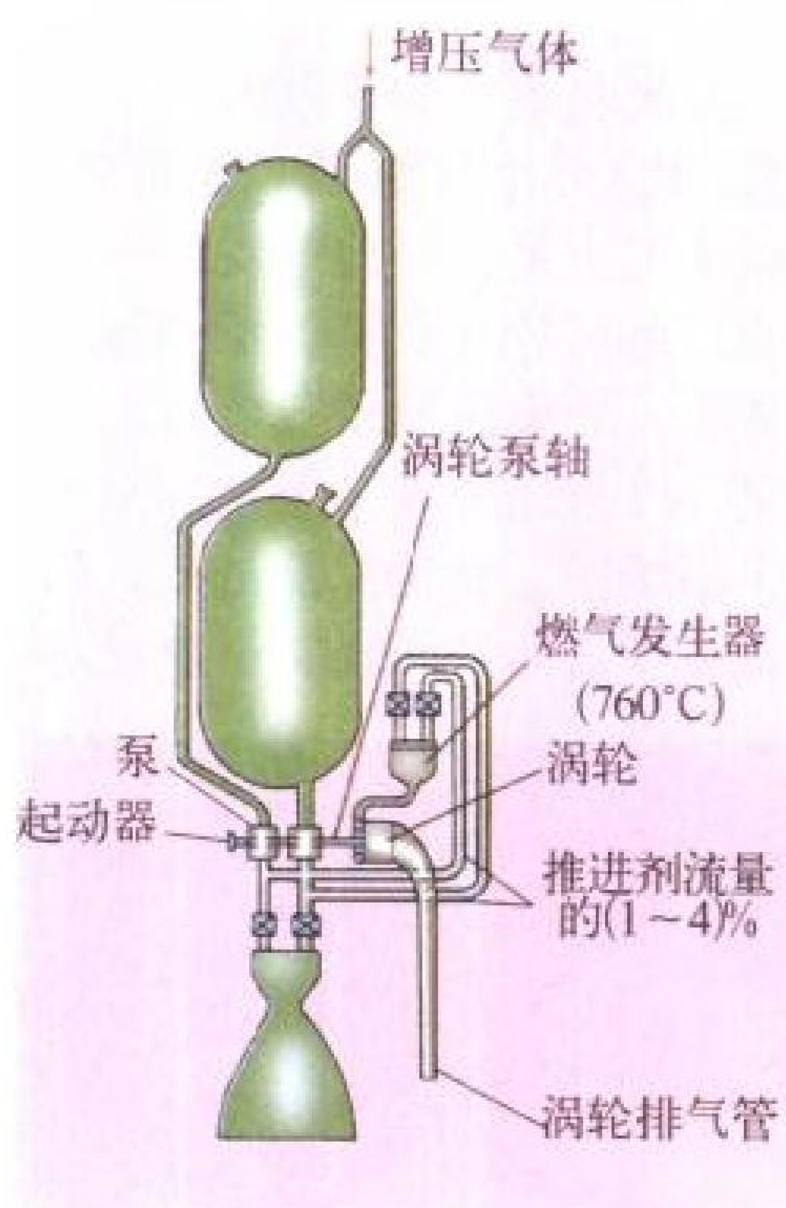


图2 泵压式供应系统

（撰写：马金涛　审订：朱森元）

tuijinji guanlu

推进剂管路　propellant pipeline　连接推进剂贮箱和发动机组件、用以输送推进剂的各类导管的总称。输送推进剂到推力室的称为主管路，输送推进剂到燃气发生器的称副管路。按输送推进剂组元的不同，推进剂管路分氧化剂管理和燃料管路。依据使用要求，可采用硬管或软管。在发动机总装中，硬管起连接支撑作用，软管起连接尺寸的补偿作用，并能适应摇摆发动机的摇摆要求。为了使发动机结构紧凑，要求导管管径较小，使得推进剂流速较高。管路除承受高压外，还要承受发动机起动和关机时的冲击及工作过程中的振动。

（撰写：王晋之　审订：刘小渝）

tuijinji hunhebi

推进剂混合比　propellant mixture ratio　氧化剂流量与燃料流量之比。推进剂混合比是液体火箭总体设计和发动机设计的重要参数，也是确定液体推进剂贮箱体积比和推进剂加注量比的重要依据。液体推进剂混合比有质量混合比和体积混合比之分；还分为理论混合比、额定（设计）混合比和实际混合比。质量混合比是氧化剂质量流量与燃料质量流量之比。体积混合比是氧化剂体积流量与燃料体积流量之比。理论混合比是单位燃料完全燃烧所需的氧化剂数。额定混合比是氧化剂额定流量与燃料额定流量之比。实际混合比是试验时实测的氧化剂流量与燃料流量之比。对于燃气发生器循环的发动机，混合比有发动机混合比、推力室混合比和燃气发生器混合比。发动机混合比是进入发动机的氧化剂流量与燃料流量之比，发动机氧化剂流量包括推力室、燃气发生器和辅助的氧化剂流量，发动机燃料流量包括推力室、燃气发生器和辅助的燃料流量。推力室混合比是进入推力室的氧化剂流量与燃料流量之比。燃气发生器混合比是进入燃气发生器的氧化剂流量与燃料流量之比。实际混合比与理论混合比之比为余氧系数。实际混合比与额定混合比之差为混合比偏差。

（撰写：黄延年　审订：刘宝镛）

tuijinji lixue xingneng

推进剂力学性能　mechanical properties of propellant　固体推进剂在多种载荷作用下，所具有的承载能力和形变行为。分为响应特性(表示应力—应变关系)和破坏性能两部分。固体推进剂是一种高充填的粘弹性材料，其力学性能呈现出粘弹性的特点。发动机设计根据药柱结构完整性的计算，对推进剂力学性能提出要求。其表征参数最常用的是抗拉强度、伸长率(含抗拉强度下的伸长率和断裂伸长率)和初始模量，

其次还有单向拉伸抗拉强度和伸长率主曲线、松弛模量主曲线、双向拉伸性能、破坏包络线、定应变条件下的持久应变、定载条件下的断裂性能、玻璃化温度和泊松比等。自由装填式推进剂药柱，要求推进剂在宽广温度下具有高的强度和一定的韧性；壳体粘结式推进剂装药，要求推进剂在宽广温度下具有一定的强度和优异的应变能力。固体推进剂力学性能是决定推进剂药柱结构完整性的主要参数，它在储存过程中的稳定性是决定发动机使用寿命的一个关键因素。选择高弹性的粘合剂系统、确定合理的固体填料含量和粒度级配、选用有效的键合剂是使推进剂具有满意力学性能的主要环节。

（撰写：王北海　审订：李谨卫）

tuijinji liyong xitong

推进剂利用系统　propellant utilization system　液体火箭中调节发动机混合比以保证氧化剂和燃料同时耗尽（或剩余量最小）的自动控制系统。对于双组元推进剂火箭发动机，由于推进剂加注量偏差、发动机调整和制造偏差以及实际飞行状态与计算条件不完全一致引起的偏差等，两种推进剂消耗会偏离额定的混合比，最后导致一种推进剂组元提前耗尽而另一种组元则剩余过多，由此会降低运载能力。采用推进剂利用系统可使推进剂得到充分利用，减少推进剂剩余量。推进剂利用系统主要由液位传感器、计算机和作为执行机构的推进剂利用阀组成。液位传感器分别安装在两种推进剂组元的贮箱内，随时测定氧化剂和燃料在贮箱中的实际贮量，并把测得的数据传送给计算机。计算机算出两种推进剂组元实际贮量与规定值之间的偏差，并向推进剂利用阀发出相应的控制信号，调节推进剂利用阀的开度。推进剂利用阀一般装在一种推进剂组元的管路上，有在主管路上安装的，也有与主管路并联安装的。在无推力调节器的发动机中，当推进剂利用系统调节发动机混合比时，推力将随混合比的变化而变化。

（撰写：马金涛　审订：朱森元）

tuijinji nengliang xingneng

推进剂能量性能　energy characteristics of propellant　推进剂在火箭发动机中通过燃烧所释放的能量大小。表征推进剂能量特性的主要参数有燃烧热、比冲和密度比冲、燃气比容及燃气平均分子量、特征速度等，其中比冲和密度比冲是推进剂最重要的能量特性表征值，因为它们对导弹的射程具有直接的影响。在多级火箭中，各级发动机推进剂的能量特性对射程的影响规律是下面级在射程中的贡献对推进剂的密度比冲更敏感，而上面级在射程中的贡献对推进剂的比冲更敏感。固体发动机对推进剂能量特性的要求集中于高比冲和高密度。因此，要求推进剂具有高的化学潜能、高的固体含量、高密度的组分。在进行推进剂配方设计时，必须以获得最高比冲为目标进行优化来确定推进剂的组成。

（撰写：王北海　审订：姚润森）

tuijinji tielu yunshuche

推进剂铁路运输车　propellant rail transporter　用于推进剂的铁路运输和短期贮存的铁路槽车。在导弹、火箭技术中应用的可贮存推进剂铁路槽车有偏二甲肼槽车、硝酸槽车和四氧化二氮槽车等。它们均由铁路车辆底架和车上特装两大部分组成。车上特装包括贮罐、管路系统及仪表板3大部分。由于推进剂在大气压下的饱和温度不同，对特装部分的防护也不一样。在大气压下四氧化二氮的饱和温度只有21℃，所以四氧化二氮槽车是带空调的，其车厢应密封良好并具有一定的保温能力。对于偏二甲肼槽车和硝酸槽车，由于这两种推进剂的饱和温度较高，所以只有其操作间部分需要密封防护，而罐体部分则不需要特殊防护。

（撰写：丁鹏飞　审订：蔡连贵）

tuijinji weixianxing

推进剂危险性　hazard of propellant　固体推进剂在一定条件下产生燃烧或爆炸对环境、设施和人员的危害程度。危险等级分类一般按联合国危险货物运输试验标准，或美国国防部炸药局DOD分类标准进行。有燃烧危险性及爆轰危险性之分。通常对主要以燃烧形式释放能量的推进剂，称为具有燃烧危险性推进剂，也称为2级、1.3级或B类危险性推进剂；对能以整体爆轰形式释放能量的推进剂，称为具有爆轰危险性推进剂，也称为7级、1.1级或A类危险性推进剂。中能复合固体推进剂，如丁羟推进剂、丁腈羧推进剂、丁羧推进剂及HMX炸药含量低于12%的四组元（AP/Al/HMX/惰性粘合剂）推进剂，都为具有燃烧危险性的B/2级或1.3级推进剂；高能固体推进剂，如NEPE、XLDB等推进剂，为具有爆轰危险性的A/7级或1.1级推进剂。

（撰写：陈华庭　审订：王北海）

tuijinji yaozhu

推进剂药柱　propellant grain　具有特定形状和尺寸的固体推进剂。它是固体火箭发动机的重要组成部分。按几何形状可分为星形、车轮形、管形、管槽形、翼柱形、十字形以及其他各种形状的组合药柱等；按燃烧方式可分为端面燃烧、内侧面燃烧、外侧面燃烧和端侧面燃烧药柱等；按燃面变化规律可分为等面燃烧、增面燃烧、减面燃烧和阶梯式燃烧药柱；按装填方式可分为壳体粘结式和自由装填式两种药柱。根据不同发动机的要求，药柱质量在几克到几百吨之

各种形状药柱的使用性能

药形	药厚分数	长径比	体积装填系数	燃烧特性
端燃药柱	>1.0	不限	0.9～0.95	等面性
内外燃管形	0.3～0.5	不限	0.75～0.85	等面性
内燃管形	0.5～0.9	<2	0.85～0.95	端部不限燃可为等面，一般呈增面性
分段管形	0.5～0.9	>2	0.80～0.95	等面性
套管形	0.3～0.5	不限	0.60～0.85	等面性
棒与壳形	0.3～0.5	不限	0.60～0.85	等面性
星形	0.3～0.6	不限	0.75～0.85	等面性
车轮形	0.2～0.3	不限	0.65～0.70	等面性
树枝形	0.1～0.2	不限	0.55～0.65	等面性
锚形	0.2～0.3	不限	0.70～0.80	等面性
开槽管形	0.5～0.9	>3	0.85～0.95	等面性(取决于开槽数、槽长、槽宽)
锥柱形	0.5～0.9	2～4	0.85～0.95	等面性
翼柱形	0.6～0.9	1～2	0.85～0.95	等面性
多孔形	<0.1	不限	0.50～0.55	等面性
多根管形	<0.1	不限	0.60～0.70	等面性
球形	0.2～0.5		0.90～0.95	等面性

间。药柱的某些表面包覆有耐烧材料以进行局部阻燃或限燃。药柱的几何形状决定其燃烧方式和燃面的变化规律，是决定发动机内弹道性能的重要因素。除特殊要求外，一般都希望药柱在发动机的工作过程中呈等面或近似等面燃烧。各种几何形状的药柱其适用范围见表。

（撰写：王树声　陈长乐　审订：姚润森）

tuijinji zhiliang

推进剂质量　propellant mass　对于液体火箭发动机，它是燃料和氧化剂质量的总和；对于固体火箭发动机，它又称药柱质量，即发动机燃烧室中装填的固体推进剂药柱的质量。推进剂是火箭发动机的能源，推进剂质量的大小是评定火箭发动机能力高低的重要指标。在固体火箭发动机燃烧室容积相同的条件下，希望尽量增加推进剂质量。增加固体推进剂质量的途径，一是提高推进剂密度；二是采用高装填密度药柱，但此时应有较高的推进剂力学性能作基础，否则会导致药柱出现裂纹和脱粘，另外，固体推进剂药柱装填密度提高后会使药柱初始通道面积减小而导致燃烧初期的内弹道性能恶化，因此高装填密度药柱的采用应慎重。

（撰写：黄祖荫　审订：刘宪生）

tuijinji zhiliang liuliang

推进剂质量流量　propellant mass flow rate　又称质量流率。单位时间经喷管流出的推进剂燃烧产物的质量。假设燃气为理想气体，在喷管中是一维定常等熵流，在喉部达到临界状态时的质量流量可用下式表示

$$\dot{m}_{gr}=p_c A_t / C^*$$

式中 $\dot{m}_{gr}$ 为推进剂质量流量；p_c 为燃烧室压强；A_t 为喷管喉部截面积；C^* 为特征速度。如果用比冲定义，则质量流量还可表示为

$$\dot{m}_{gr}=\frac{F}{I_s}$$

式中 F 为发动机瞬时推力；I_s 为比冲。质量流量是决定推力大小的重要因素。在比冲一定的条件下，质量流量越大，推力亦越大。

（撰写：戚科　黄祖荫　审订：刘宪生）

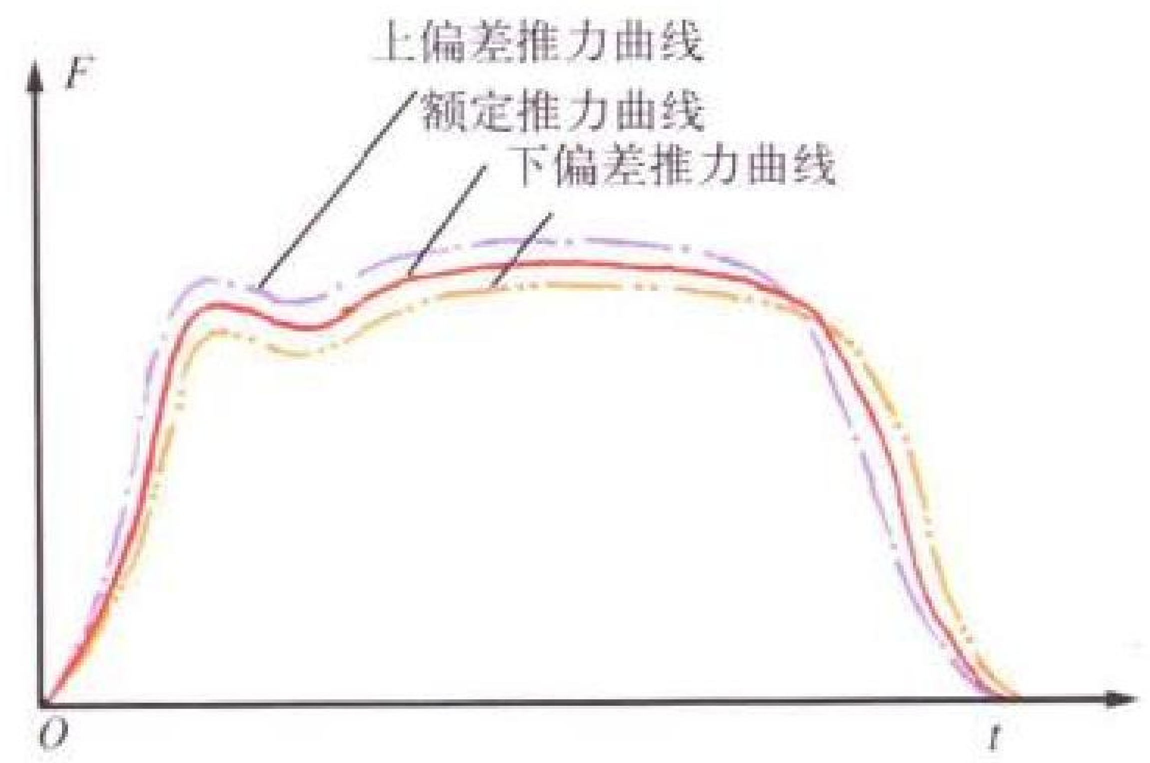
tuijinji zhuxiang

推进剂贮箱　propellant tank　用来贮存液体火箭发动机推进剂组元的容器。通常推进剂贮箱箱壁为运载火箭箭体结构的组成部分，可承受过载、气动力和箱内压力等。根据承受内压力的大小，贮箱可分为高压贮箱和低压贮箱。高压贮箱所承受的内压力一般在 2 MPa 以上，用于挤压式供应系统；低压贮箱所承受的内压力一般在 0.5 MPa 以下，用于泵压式供应系统。贮箱的形状、大小和结构取决于飞行器的类型、供应系统形式和推进剂种类。有的贮箱内部装有液位传感器，作为推进剂利用系统的敏感元件。有的贮箱内部还设有推进剂管理装置，保证在负过载、微重力、晃动和旋转等条件下连续供应推进剂组元。推进剂管理装置有弹性橡胶囊、过载小箱、活塞、金属隔膜、波形管和网式表面张力装置等。低温推进剂贮箱要采取隔热膜措施，以减少推进剂的蒸发，叠层型泡沫塑料包覆结构得到广泛采用。

（撰写：高仲华　审订：刘小渝）

tuili piancha

推力偏差　thrust deviation　在相同温度或不同温度条件下多台发动机推力的散布范围。固体发动机在相同温度下的推力偏差主要是由推进剂组分、燃速、密度和喷管烧蚀等偏差造成；不同温度下的推力偏差，除上述因素外，还与推进剂的温度敏感系数有关。相同温度下的推力偏差约为 ±（4%～8%），在一般使用温度范围内（T=−40～50 ℃）不同温度下的推力偏差约为 ±（8%～15%）。发动机的推力偏差直接影响导弹或航天飞行器的弹道控制精度，是发动机设计中应严格控制的重要参数。推力偏差需由多台发动机进行地面试车后经统计分析获得。



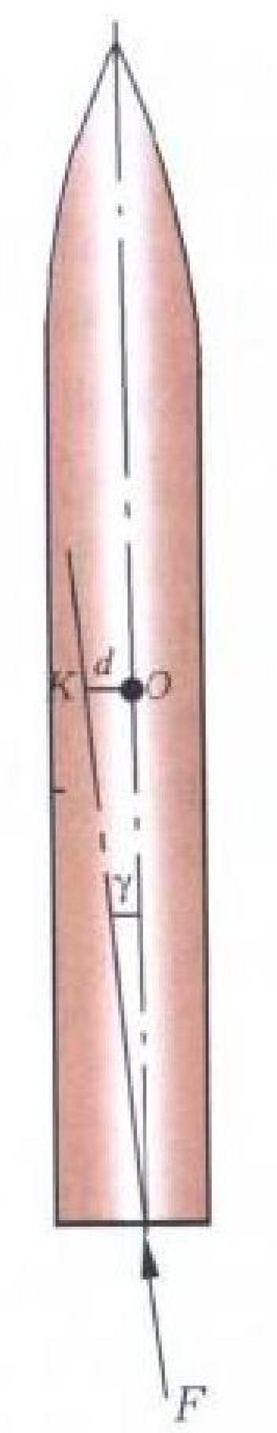
典型的推力偏差曲线

（撰写：张明信　审订：黄祖荫）

tuili pianxin

推力偏心　thrust misalignment　推力向量与箭体质心的偏离和对轴线的偏斜。推力偏心会形成侧向力和力矩，引起推力损失和侧向干扰，是火箭姿态控制和制导时需考虑的因素。推力偏心是由多种因素造成的，包括布局设计不对称、燃气流偏斜、加工误差、装配误差和烧蚀不均匀等。推力偏心的大小一般用推力偏心距和推力偏斜角来表示，可用六分力试车台测定。推力向量（F）与箭体质心（O）横截面的交点（K）对质心的距离（d）称为推力偏心距，也可用质心到推力向量的垂直距离表示。推力向量与箭体轴线之间的夹角（γ）称为推力偏斜角。推力偏心距和推力偏斜角是研究火箭飞行稳定性及射击精度的重要参数。

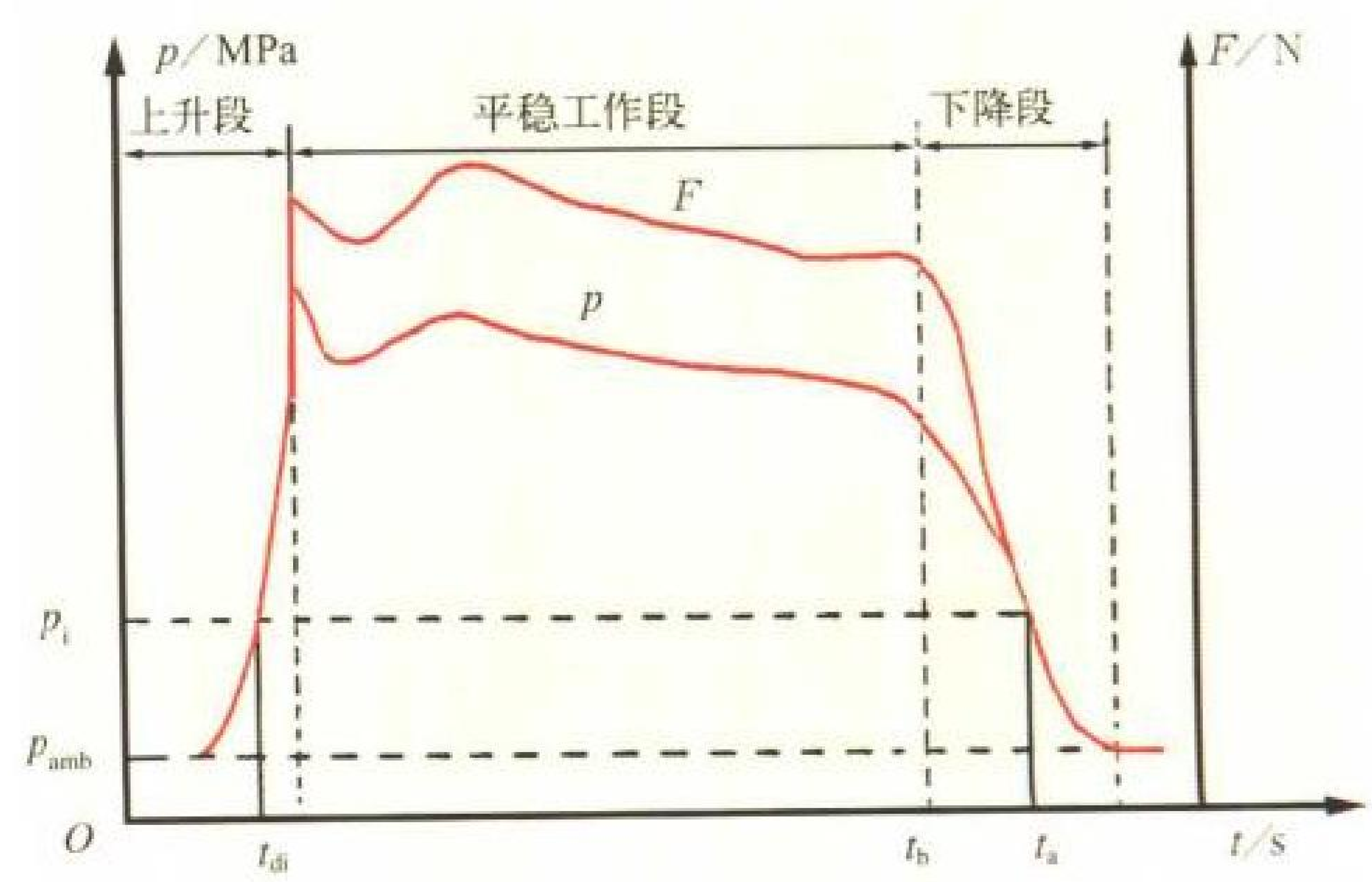
（撰写：王树声　吴宏斌　审订：魏其勇）



推力偏心示意图

tuili quxian

推力曲线　thrust time curve　发动机工作过程中，推力随时间变化的曲线。一般

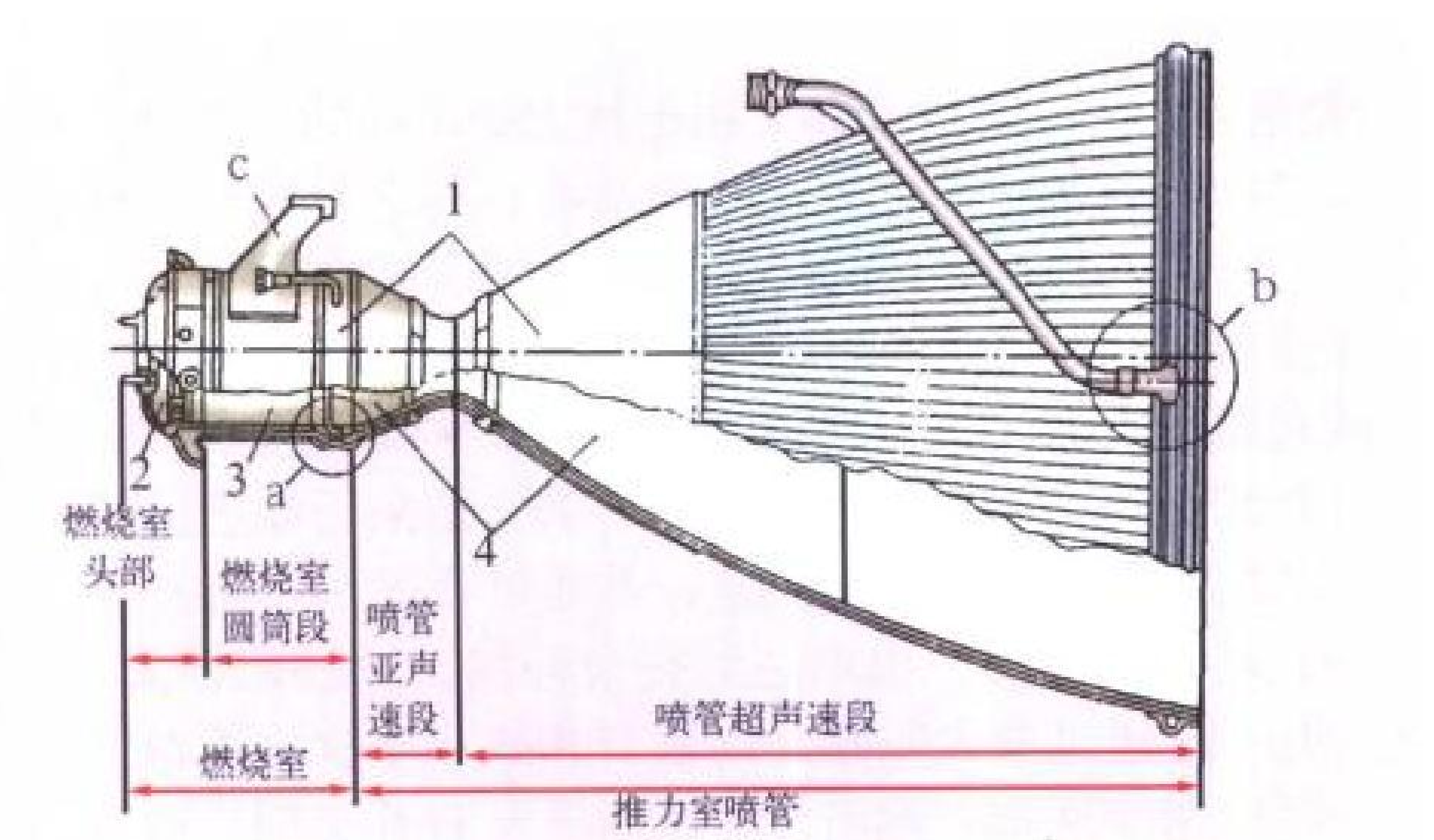


推力曲线的3种情况

固体火箭发动机试验，推力曲线（如图所示）包括上升段、平稳工作段和下降段3部分。图中p为压强，F为推力，p_i为发动机起始和终止工作压强，p_{amb}为环境压强，t_{di}为点火延迟时间，t_b为燃烧时间，t_a为工作时间。推力曲线表征了发动机推力方案的形式，是获得发动机基本性能参数的原始数据。同一发动机的推力曲线与其压强曲线基本上是对应的。由推力曲线可以得到最大推力、平均推力、发动机总冲等重要参数值。推力曲线可由发动机地面试验测定，也可由计算方法预示。 （撰写：刘铭初　审订：黄祖蔚）

tuilishi

推力室 thrust chamber　火箭发动机中推进剂在其内燃烧（或催化分解），生成高温高压燃气并加速成高速气流产生推力的组件。常用的推进剂可以是固体，也可以是液体。液体推进剂可以是双组元和单组元。双组元液体火箭发动机推力室主要由喷注器、燃烧室和喷管组成，使用非自燃推进剂时还需要点火装置。推进剂经过喷注器按规定的流量和混合比进入燃烧室，通过雾化、蒸发、混合和燃烧，使化学能转变为热能。燃气在喷管里膨胀加速，使热能转化为动能。燃气高速排出，就产生了发动机推力。单组元推力室的推进剂经过喷注器喷入催化剂床，发生催化分解，生成高温高压气体，经喷管加速后排出，产生推力。固体火箭发动机的推进剂预置在燃烧室内，点燃后燃气经喷管排出，产生推力。



液体火箭发动机的推力室

1—身部；2—头部；3—圆筒段；4—喷管；
a—内冷却带部件；b—冷却液入口集液器；c—固定推力室的部件

（撰写：黄国璋　审订：刘小渝）

tuili xishu

推力系数 thrust coefficient　发动机推力与喷管进口燃气总压和喷管喉部面积乘积之比，可表示为

$$C_F=\frac{F}{p_c A_t}$$

式中　C_F为推力系数；F为发动机推力；p_c为喷管进口燃气总压；A_t为喷管喉部截面积。推力系数是表征喷管性能的参数，C_F越大，则说明燃气在喷管中进行的膨胀过程越完善。根据一元等熵流动理论计算的推力系数称为理论推力系数，是燃气比热比、喷管扩张比、喷管出口静压与入口总压之比和环境大气压强的函数，可表示为

$$C_{Fth}=\Gamma\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}+\frac{A_e}{A_t}\left(\frac{p_e}{p_c}-\frac{p_{amb}}{p_c}\right)$$

式中　C_{Fth}为理论推力系数；Γ为比热比函数（参见海平面比冲）；γ为燃气比热比；p_e为喷管出口静压；p_{amb}为环境大气压强；A_e为喷管出口截面积。上式适用于喷管完全膨胀和非完全膨胀工作状态，数值在1～2之间。发动机实际推力系数（一般为平均值）从地面试车实测参数计算得到，可表示为

$$C_F=\frac{I}{A_t I_p}$$

式中　C_F为平均推力系数；I为发动机总冲；I_p为发动机压强冲量；A_t为试车前后喷管喉部截面积的平均值。实际推力系数与理论推力系数之比称为喷管效率，是衡量喷管性能好坏的指标，固体发动机喷管效率约为0.90～0.95。

（撰写：王树声　张明信　审订：黄祖蔚）

tuili zhongzhi

推力终止 thrust termination　固体火箭发动机推进剂未耗尽前使发动机推力突然终止的过程。采用推力终止可达到控制固体弹道式导弹的射程和提高命中精度的目的。通常固体火箭发动机不能用停止推进剂在燃烧室内燃烧的方法来实现终止推力（液体火箭发动机可以用关闭燃料和氧化剂的供应来实现），而是需要用专门的推力终止装置来实现。固体火箭发动机推力终止的方法有径向孔法、抛掉主喷管法、消力器法和

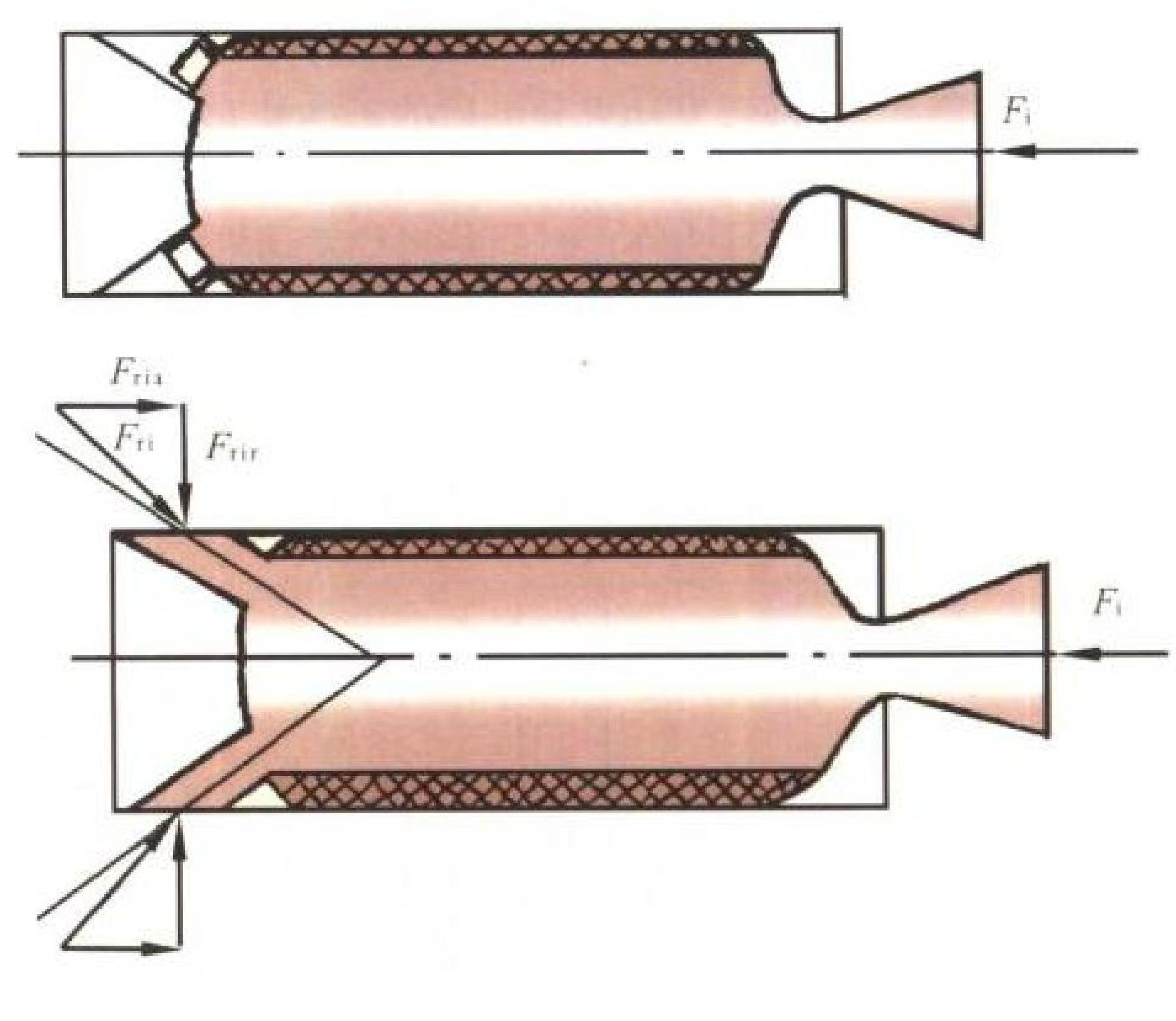


图1　固体火箭发动机反向喷管法推力终止示意图

F_i—主推力；F_{ri}—一个反喷管的反推力；F_{ria}—一个反喷管反推力的轴向分量；F_{rir}—一个反喷管反推力的径向分量

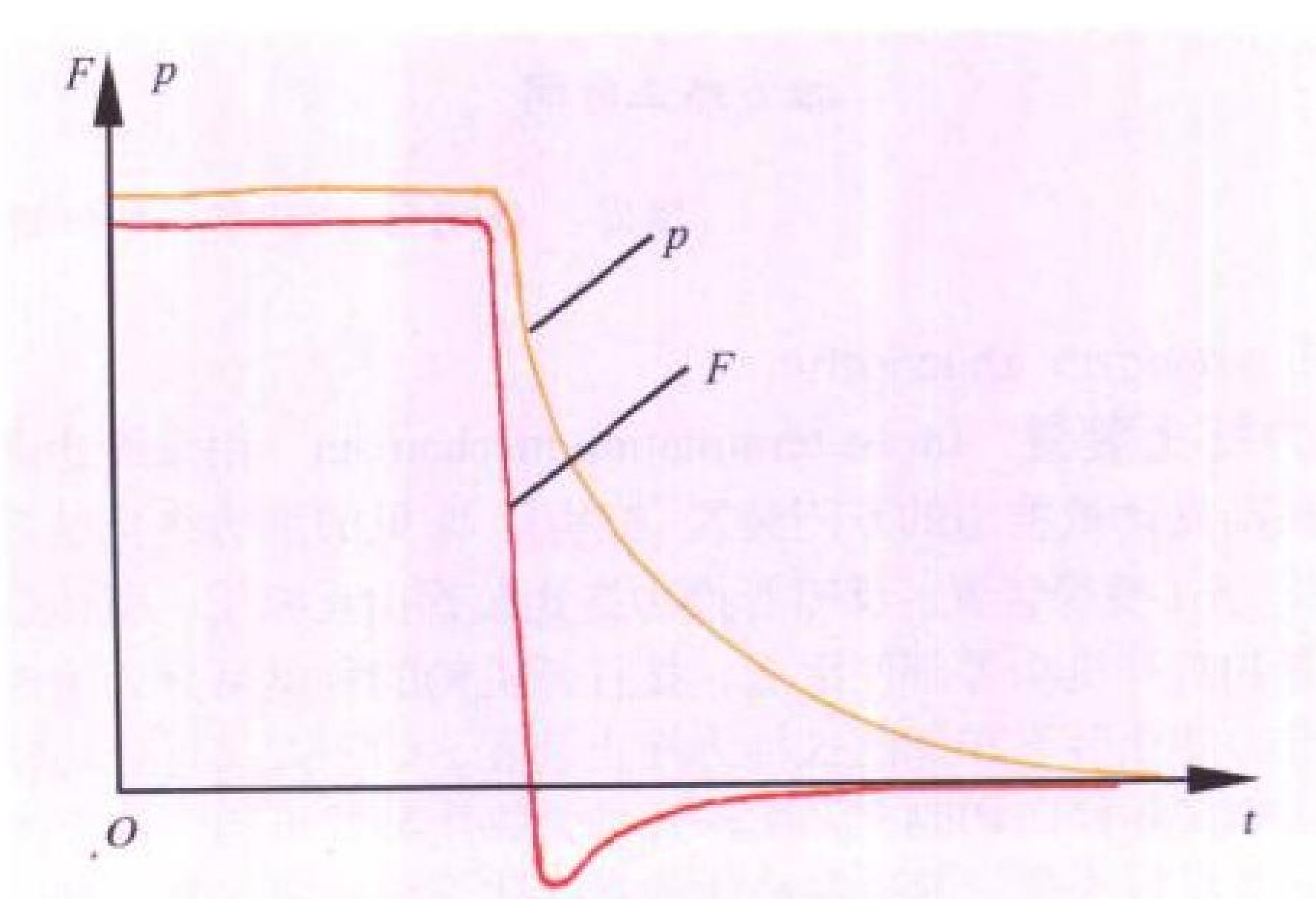


图2　固体火箭发动机推力终止过程

反(向)喷管法等。从结构质量小、推力终止性能好等方面考虑，目前实际应用的是反喷管法，它是在发动机头部或圆筒段对称地设置几个(一般为3～6个)反喷管，如图1所示。发动机正常工作时，反喷管部位是密封的，在需要推力终止时，把反向喷管打开，瞬间产生反推力。反喷管产生的推力可以分解成垂直于发动机轴线的分量和平行发动机轴线的分量，垂直于发动机轴线的反推力分量互相抵消，而平行于发动机轴线的反推力分量的合力与发动机主推力抵消，实现推力终止。为了在推力终止时提供导弹头体分离的负推力，一般设计成反推力大于主推力，即

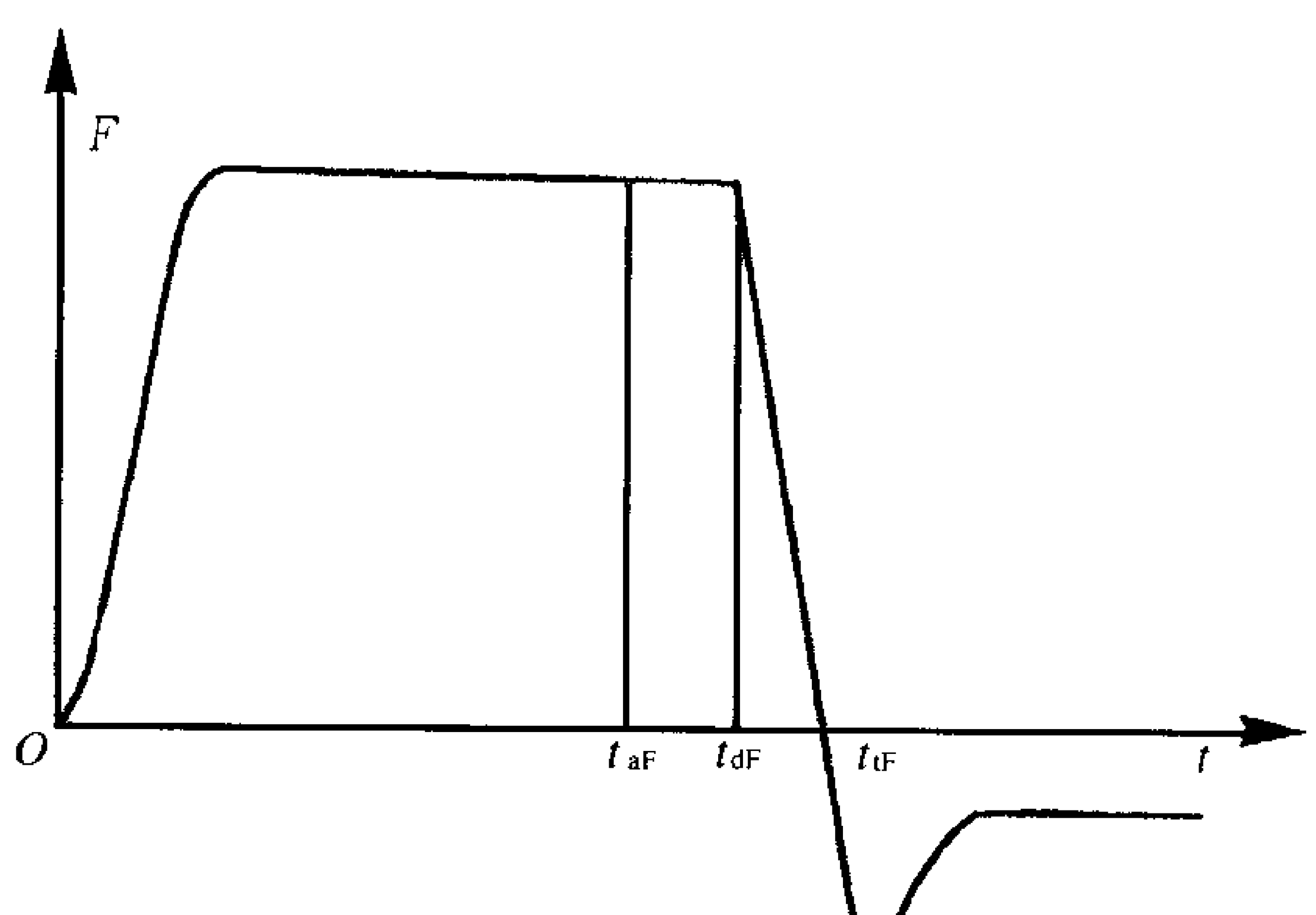
$$F_{r}=F_{i}-F_{ra}<0$$

式中 F_{n}为反推力与主推力抵消后的剩余轴向反推力，即负推力；F_{i}为主推力；F_{ra}为轴向反推力。固体火箭发动机在推力终止时燃烧室压力和发动机推力变化的过程如图2所示。

（撰写：黄坚定　审订：黄祖荫）

tuili zhongzhi shijian

推力终止时间 thrust termination time 从发动机接到关机指令的时刻到发动机推力值下降到零所对应的时间间隔。固体火箭发动机采用推力终止装置完成关机并提供级间分离负推力。推力终止时间为推力终止装置延迟时间($t_{dF}-t_{aF}$)和关机推力下降到零的时间($t_{tF}-t_{dF}$)之和($t_{tF}-t_{aF}$)，如图所示。图中t_{aF}为发动机关机指令时间，t_{dF}为推力开始下降时间，t_{tF}为推力下降到零时间。发动机关机后的正冲量(含后效冲量)偏差是影响导弹命中精度的重要参数，其大小与推力终止时间及其偏差值有关。推力终止时间是表征发动机关机性能的参数，可从发动机推力终止试验的推力曲线上得到。测量精度与推力测量系统的动态校准等因素有关。



推力终止时间

（撰写：张明信　审订：黄祖荫）

tuili zhongzhi zhuangzhi

推力终止装置 thrust termination mechanism 用来终止固体火箭发动机推力的专门装置(机构)。常见的推力终止装置为反(向)喷管装置。反喷管推力终止装置由反喷管、引传爆装置和打开机构等部件组成。按打开机构的种类可分为滚珠式推力终止装置和切割式推力终止装置，切割式又可分为轴向切割式和径向切割式。滚珠式推力终止装置可用于钢壳体或复合材料壳体，并且在壳体前封头体上预开通气孔。轴向切割式推力终止装置一般只用于复合材料壳体，在壳体前封头体上不预开通气孔，由聚能切割索(或聚能药条)直接将壳体切开通气孔。推力终止装置的基本要求是：在未接到推力终止指令前，推力终止机构可靠密封，保证发动机正常工作；在接到推力终止指令后，能在10～20 ms时间内实现解锁、打开反喷管，产生反推力；反推力一般应大于主推力，为头体分离提供一定的负推力；多个反喷管的打开同步性误差应为毫秒级，以减小反喷管打开时产生的横向扰动；结构简单，安全可靠，结构质量轻，易于检测和维护。

（撰写：黄坚定　审订：黄祖荫）

tuoluo dian lianjieqi

脱落电连接器 umbilic connector 用于运载火箭、导弹或其他武器系统中电子设备与地面设备之间的电路连接与脱落的机电元件。它由插头和插座两部分组成。插头分自动式脱落插头和手动式脱落插头；插座分单层插座、双层密封插座和三层防火焰密封插座，便于不同场合选用。通常插座与火箭相连，插头与地面设备相连。在火箭发射前，由地面设备通过脱落电连接器中的电接触件(插针、插孔)向火箭上的电子设备输送电信号，实现对火箭供电、控制和测量。检测完成后，利用电信号或机械拉力使插头与插座脱落。此时，火箭即可点火发射。由于该类电连接器承担的信号输送量大，因此脱落电连接器中的电连接接点通路较多，有的多达230多个接点。

（撰写：徐光熙　审订：许金雨）

tuoluo piaoyi

陀螺漂移 gyroscope drift 由干扰力矩引起的陀螺自转轴的缓慢进动。通常，干扰力矩分为两类，与之对应的陀螺漂移也分为两类：一类干扰力矩是系统性的，规律已知，它引起规律性漂移，因而是可以通过计算机加以补偿的；另一类是随机因素造成的，它引起随机漂移。在实际应用中，除了要尽可能减小随机因素的影响外，对实验结果还要进行统计处理，以期对随机漂移作出标定，并通过系统来进行补偿。但由于它是无规律的，很难达到完全补偿。漂移的计算式为：$\omega_{d}=M_{a}/H$，通过增大陀螺角动量H和减小干扰力矩M_{a}，均可减小漂移角速度ω_{d}。然而，过高地增大H并无明显效果，还会带来陀螺体积、质量、功耗和发热量的增加。因此，减小干扰力矩是降低漂移的根本途径，从而促使陀螺仪在结构、工艺、材料和支承方法上得到不断改进。

（撰写：王毓兰　审订：包为民）

tuoluo xunbeiyi

陀螺寻北仪 gyro north finder 又称陀螺罗盘。利用陀螺原理测定地球自转角速率在当地水平面投影方向(即真北方位)的一种惯性测量系统。它的寻北过程无需外部参考。除受高纬度限制之外，它的寻北测量不受天气、昼夜时间、地磁场和场地通视条件的影响。陀螺寻北仪是一种精密惯性测量仪器，通常用于为火炮、地地导弹和地面雷达等机动武器系统提供方位参考。根据所用陀螺类型，陀螺寻北仪可分为以二自由度陀螺作为地球自转敏感器的寻北仪(如悬挂摆式陀螺寻北仪)、以单轴速率陀螺作为敏感器的寻北仪(如捷联式陀螺寻北仪)和平台寻北系统。陀螺寻北仪对环境的振动干扰(特别是对低频振动干扰)极为敏感。根据使用环境，陀螺寻北仪可分为地面架设的高精度寻北仪、车载陀螺寻北仪和船用动基座陀螺寻北仪3种。

（撰写：余祖荫　审订：王瑞铨）

tuoluoyi dongtai piaoyi wucha

陀螺仪动态漂移误差 dynamic drift error of gyroscope 由于陀螺仪的转子组合件具有转动惯量，而且沿三根正交轴的转动惯量又不相等（一般来说，是互不相等的），当载体存在角运动时，载体绕其质心旋转的角速度或角加速度，都会形成不等惯性力矩或者动不平衡力矩作用在陀螺转子上，使其产生进动，从而造成陀螺仪的测量误差。通常，将这种在角运动环境中形成的测量误差称为陀螺仪的动态漂移误差。可见，陀螺仪的动态漂移误差是由两个因素决定的。其一，由于制造工艺的原因，陀螺转子组合件或多或少地都有不等惯量的存在；其二，载体存在角运动。这两个因素中，不等惯量的存在是内因，载体角运动是外部激励条件，只要有一个不存在，则陀螺仪的动态漂移误差就不存在。因此，当陀螺仪应用在平台式惯导系统中时，由于惯性平台能够隔离载体的角运动，则不存在动态漂移误差；只有当其应用在捷联式惯导系统中时，才有动态漂移误差的存在。

（撰写：刘保中　审订：李新纯）

tuoluoyi jingtai piaoyi wucha

陀螺仪静态漂移误差 static drift error of gyroscope 在载体作线运动条件下，由于运动加速度（或者比力）的存在，会形成作用在陀螺转子上的惯性干扰力矩，使陀螺转子产生进动（即漂移），从而引起陀螺仪的测量误差。这种由线加速度引起的测量误差，就称为陀螺仪的静态漂移误差。运动加速度只是产生漂移误差的外部激励条件。能否产生漂移误差，以及误差的大小，还取决于陀螺仪的内部因素。根据陀螺仪内部产生漂移误差的物理机制的不同，还可以将陀螺仪的静态漂移误差，进一步划分成如下几类。与比力无关的漂移误差：又称为不敏感加速度的漂移误差，主要是由软导线的弹性约束力矩、信号传感器的电磁反作用力矩、以及转子周围的气体阻尼力矩等引起的；与比力一次方成比例的漂移误差：该项误差主要是由于陀螺转子组合件的质量中心与其几何中心（机械支承中心）不重合造成的；与比力平方成比例的漂移误差：它是因为陀螺转子组合件结构的不等弹性引起的，因此，称其为不等刚度漂移误差或者不等弹性漂移误差。此外，与比力的三次方或者更高次方成比例的漂移误差，理论上也是存在的，不过量值都比较小，通常将其忽略掉。

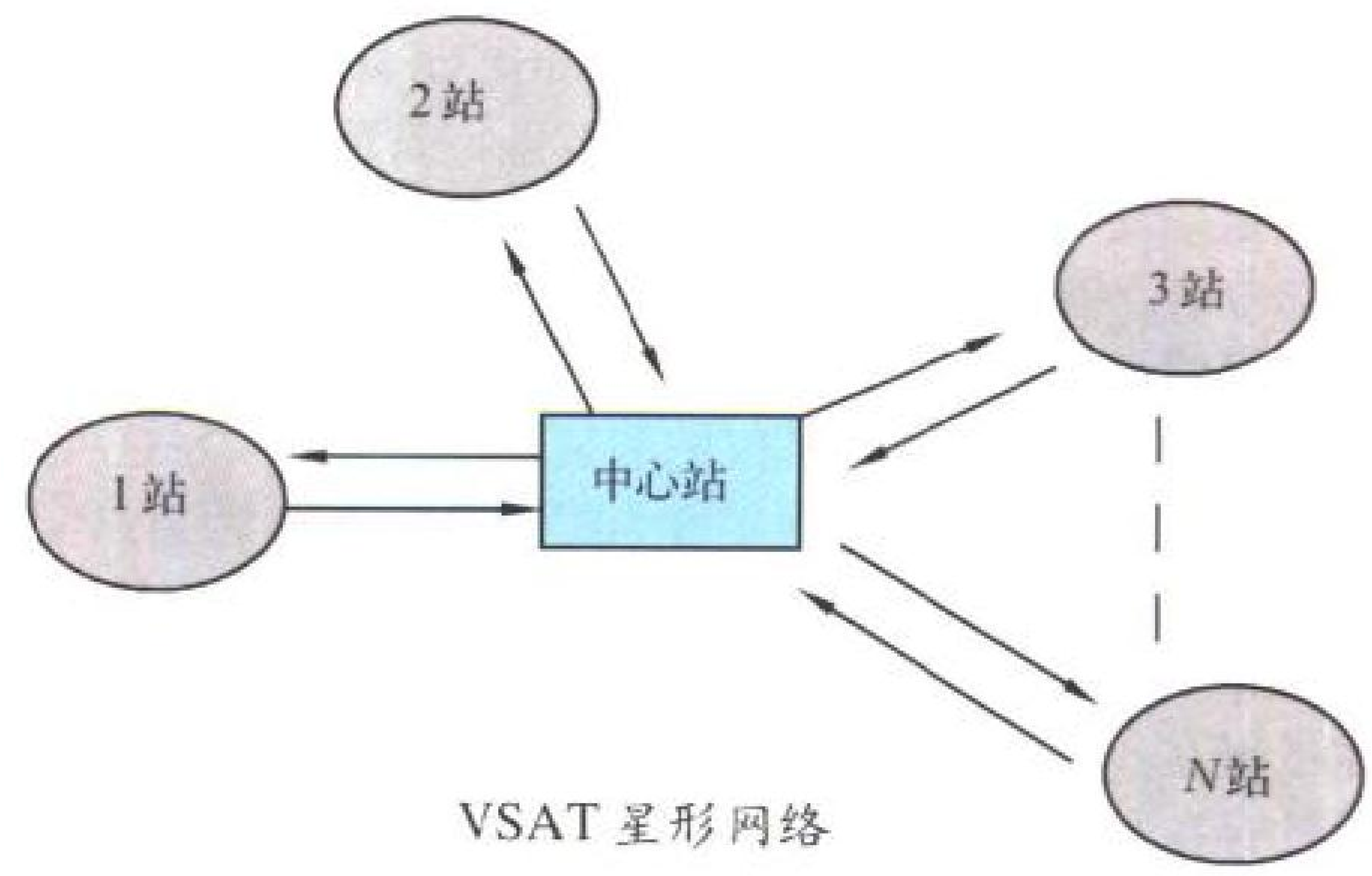
（撰写：刘保中　审订：李新纯）

tuoluoyi piaoyi wucha

陀螺仪漂移误差 gyroscope drift error 陀螺漂移是影响陀螺仪精度的主要误差源。陀螺漂移又是由作用在陀螺转子上的干扰力矩引起的，总的来看，可分为两大类。一类是由有规律干扰力矩引起的规律性漂移误差；另一类是由随机干扰力矩引起的随机漂移误差。有规律漂移误差又可分为静态漂移误差和动态漂移误差。它们的误差模型是已知的多项式，在测得各误差系数后，可对它们进行有效的补偿。随机漂移误差，无法用物理原理通过数学分析来建立其数学模型，只能用数理统计原理和模型辨识理论建立随机误差模型。在高精度的惯导系统中，常采用卡尔曼滤波的方法，使随机漂移误差引起的系统定位误差减至最小，但不能够做到完全补偿，因此，随机漂移的量级就表征了陀螺仪的精度。

（撰写：刘保中　审订：李新纯）



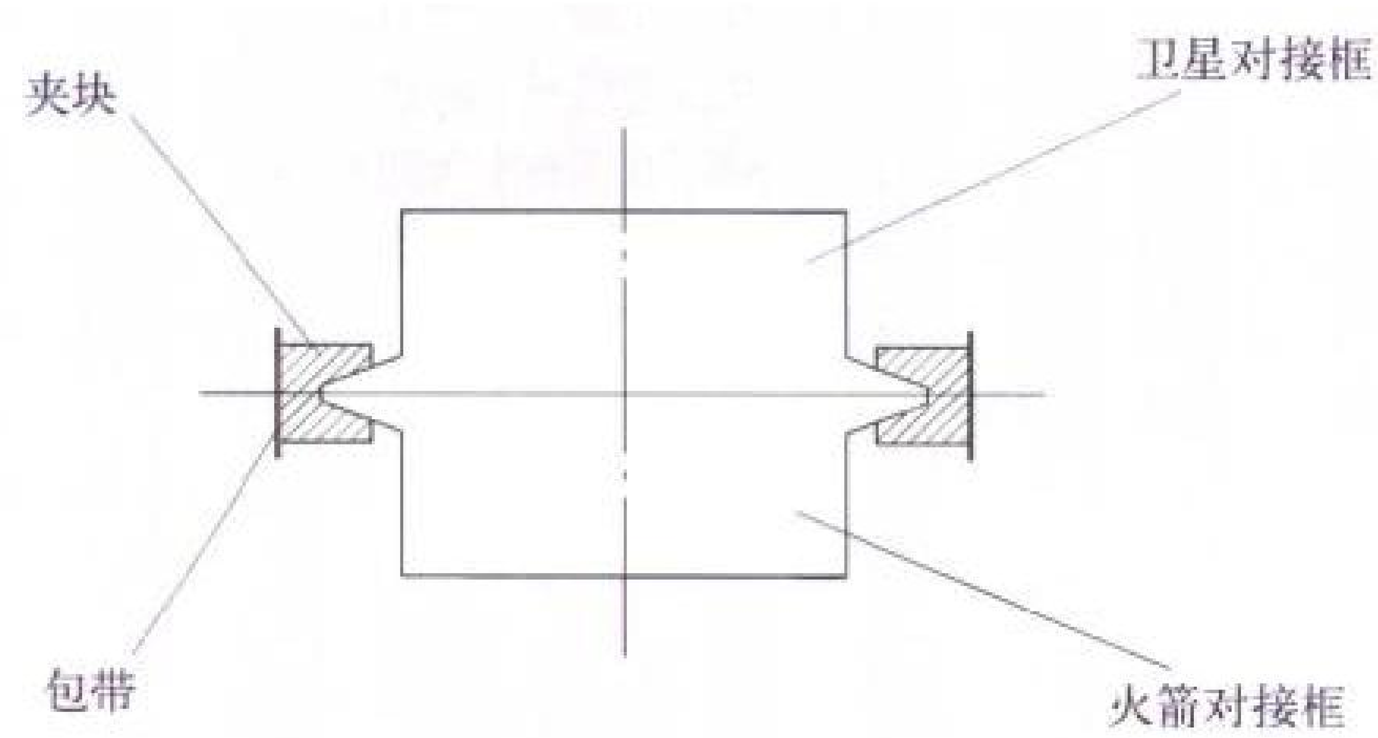


VSAT星形网络

（撰写：邝振勋　审订：郑松辉）

V xing baodai

V形包带 V-type clamp band　航天器与运载火箭之间的一种连接装置。它主要由包带、V形夹块和爆炸螺栓3部分组成。若干个V形夹块将航天器和运载火箭的对接框边缘夹住，再由两条或两条以上包带将各夹块沿周向箍住，使两个对接



V形包带连接装置

框相互对接压紧。包带之间由爆炸螺栓连接。在地面和飞行过程中，该装置起连接航天器和运载火箭的作用，当需要分离时，爆炸螺栓起爆，包带带着V形夹块脱离对接框，解除航天器与运载火箭之间的连接。该装置中串联设置了两个或两个以上爆炸螺栓，只要其中有一个爆炸，就可实现航天器与运载火箭之间的解锁，故可靠性高。V形包带连接装置如图所示。　（撰写：史瑾文　审订：陈烈民）

VSAT shuju tongxinwang

VSAT数据通信网 VSAT data communication network　通过卫星将许多个VSAT彼此相连所构成的主要用于数据通信的卫星通信网。VSAT即甚小口径地球终端（工作频段为14/11 GHz及C频段，天线口径小于2.4 m，G/T值低于19.7 dB/K），亦称微型地球站。

与地面通信网相比，VSAT数据通信网络有两个明显优点。其一是它能提供点对多点通信，比特率在2.4 kbps～1.544 Mbps的范围内，并且扩容时经济灵活。其二是能通过单一的中心站连接许多远地小站，使小站之间能够互通，并且由中心站管理整个星形网络，如图所示。该网络能提供单跳（一次通过卫星）和双跳（两次通过卫星）连接。单跳连接时，数据在远地小站和中心站之间传送。双跳连接时，远地的各小站之间通过中心站转接。VSAT数据通信网主要用于2 Mbps低速率数据传输，也用于话音、图像、传真及计算机信息等多种信息的传输。

VXI ceshi shebei

VXI测试设备 VXI test equipment　以VXI总线为平台构成的用于测量检查被测设备性能的设备。参见VXI总线。VXI测试设备一般包括VXI机箱、主计算机、接口设备3部分。根据用途，被测设备可以仅是一台仪表设备，也可以是一个复杂的系统，测试设备的规模和复杂程度也可以在很大范围内变化。测试设备的核心是VXI机箱，它是一个或几个内插VXI模块的特制机箱。每个机箱一般包括13个或6个模块，标号依次是0、1、2…，其中0号模块也叫0槽控制器，它在机箱工作中起着指挥调度作用，其它模块一般为独立的测量仪器或控制模块，可以是简单的信号转换开关，也可以是功能复杂的带有CPU或DSP（数字信号处理器）的微机系统。每个模块可以单独由0槽控制，也可以几个模块组成一个独立子系统，再由0槽控制。VXI测试设备由主计算机管理调度和指挥。主计算机可以是独立的台式PC机或工作站，通过GP－IB接口、MXI总线接口或1394串行总线接口等同0槽控制器通信，完成系统的工作指挥管理，称为外挂式计算机；也可以做成VXI模块形式插入VXI机箱，称为内嵌式计算机。VXI测试设备由于其功能强、使用灵活、标准化程度高、体积小和能适应恶劣环境，正在取代20世纪80年代至90年代中期以前使用的CAMAC测试设备，被广泛用于军用产品及航空、航天、通信等领域，成为新一代测试设备。

（撰写：周汝博　审订：仲伟生）

VXI zongxian

VXI总线 VXI bus　在VME计算机总线基础上扩展而成的一种计算机仪器系统总线结构。它于1987年由美国5家测量仪器公司联合提出，并得到广泛响应，应用规模迅速增长。VXI总线以VME总线为基础，吸收了VME总线开放式、传输速率高的优点，与VME总线兼容，并在电磁兼容、致冷、机械特性等方面做了明确严格的规定，增加了模件识别、差分时钟、多种电源、本地总线、模拟求和线、触发线等信号线，使之适合于测量仪器领域的应用。VXI总线支持8位、16位、24位和32位数据线及16位、24位和32位地址线。组成VXI总线系统的基本设备为模块，按尺寸大小，模块分成A～D 4种。A种尺寸最小，只使用一个96芯插头；D种尺寸最大，使用3个96芯插头，B种和C种尺寸适中，均使用两个96芯插头。C尺寸模块用得最多，B尺寸次之，A、D尺寸模块用得较少。VXI总线系统中的每个器件在系统中占据唯一的逻辑地址。VXI系统最多可以包括256个器件。一个器件

一般即为一个功能模块，但也允许一个模块上安装多个器件或一个器件由多个模块构成。VXI 总线器件根据其工作方式分为基于寄存器的器件（又称寄存器基器件）、基于消息的器件（又称消息基器件）、存储器件和扩展器件 4 种，其中前两种用得最多。VXI 总线在硬件和软件方面都有严格的规范，从而使不同厂家研制的设备可以方便地集成于一个系统中。

（撰写：周汝博　审订：仲伟生）



waiceng

外层 exosphere 又称外逸层。热层顶以上的等温大气。外层温度近似于热层顶的温度。外层大气非常稀薄，大气粒子间的碰撞可忽略，中性粒子基本按抛物线运动。外层大气的主要中性成分是氢和氦，它们的质量较轻，在具有足够的能量时，能脱离地球重力场，逃逸到外空间环境去。外层的中性氢和氦能散射某些紫外波段的辐射，形成包围地球的暗淡紫外辉光，称为地冕。在外层中，带电粒子占很大比例，特别是在外层的较高处，出现电离的氢离子成为主要成分的质子区。带电粒子在地磁场的作用下，比中性粒子更难脱离地球。外层的密度极低，热传导快，所以认为外层大气是等温的。不过外层大气属于自由分子流，不能使用动力温度的概念。

（撰写：齐学典　田剑华　审订：都　亨）

waiceng kongjian de heping yingyong

外层空间的和平应用 peaceful application of space 通过火箭或航天器在外层空间（简称空间）执行某一特定的非军事目的任务。外层空间的和平应用项目主要包括：(1) 卫星通信。从1965年至20世纪末，商用"国际通信卫星"已发展到第九代。目前已有200多个国家和地区使用了卫星通信。(2) 卫星导航。通过卫星对各类移动体进行导航，如美国的"全球定位系统"(GPS) 的民用部分。(3) 卫星气象。通过卫星对全球气象进行探测和研究，进行气象预报，特别是对灾害性天气进行预报。(4)空间遥感。通过航天器上的遥感器对全球资源、环境等进行考察。(5) 空间材料制造。通过航天器进行金属冶炼及微重力材料学研究（参见*空间微重力试验*）。(6) 空间育种。利用航天器内部的微重力环境、空间强辐射环境等，培育植物的优良品种。(7) 空间探测。利用火箭和航天器进行高空地球物理探测、月球探测、行星和行星际探测等。(8) 空间生物学及空间人体生命科学研究。(9) 空间试验。(10) 空间药物萃取。

（撰写：李颐黎　审订：李大耀）

W

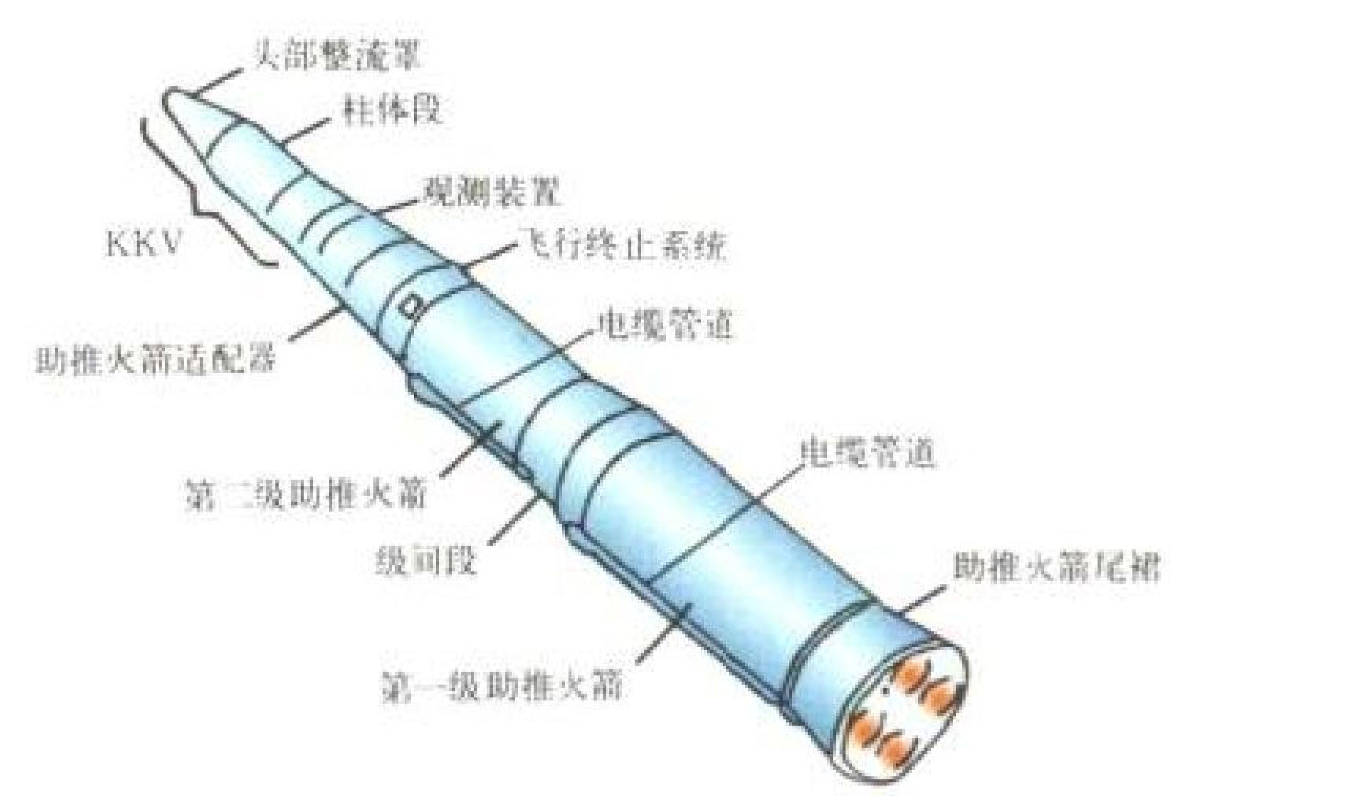
waiceng kongjian de junshi yingyong

外层空间的军事应用 military application of space 通过火箭或航天器在外层空间（简称空间）执行某一特定的军事任务。外层空间的军事应用项目主要包括：(1) 航天侦察。通过侦察航天器及其相应的地面系统来完成此任务。侦察用航天器包括侦察卫星、航天飞机、载人飞船、空间站等，以侦察卫星为主。侦察卫星可划分为4种类型：照相侦察卫星、电子侦察卫星、海洋监视卫星及早期预警卫星。(2) 卫星通信。卫星军事通信由军用通信卫星及相应的地面系统来完成，用于传递军事信息。卫星军事通信应具有很高的可靠性及安全性。美国、前苏联／俄罗斯等一些发达国家约有80%的军事通信是通过卫星通信完成的。(3) 卫星导航。利用导航卫星发出的信号确定各类军事移动体（如陆上车辆、海面舰船、潜艇、飞机、导弹和航天器）的位置和速度，如美国的"全球定位系统"(GPS) 的军用部分。(4) 卫星气象。军事气象卫星及其配套系统对提供军事气象资料起着重要的作用。(5) 卫星测地。卫星军事测地对于了解目标位置、校准导弹弹道和精确地确定发射方向有非常重要的作用。(6) 载人航天器的军事应用。在载人飞船、载人空间站和航天飞机轨道器上可以完成多项空间军事应用任务，特别是那些需要有人在空间参与的军事应用任务。(7) 反卫星和反导弹系统。包括部分轨道轰炸系统和拦截卫星等。

（撰写：李颐黎　审订：李大耀）

waidaqiceng lanjiedan xitong

外大气层拦截弹系统 Exoatmospheric Reentry Interceptor Subsystem (ERIS) 美国"战略防御计划"(SDI) 中设想用于在大气层外拦截洲际和远程战略弹道导弹的地基拦截弹试验系统。英文缩写ERIS。由美国陆军战略防御司令部管辖，主承包商是美国洛克希德公司。ERIS武器试验系统除拦截弹外，还包括预警系统、地基监视跟踪系统、地基雷达以及作战管理／指挥、控制、通信 (BM/C^3) 系统。ERIS发射前首先根据各种探测器提供的目标数据，由 BM/C^3 系统计算出拦截弹的飞行弹道，并输入弹上计算机。导弹发射后利用"全球定位系统"和地基雷达提供的指令数据修正飞行弹道，直到动能杀伤飞行器 (KKV) 分离。其后，长波红外寻的导引头开始工作，截获、跟踪并识别目标。弹上计算机根据各种传感器提供的相关数据，经过处理后向控制系统下达控制指令，控制杀伤飞行器准确与目标交会。碰撞前1 s，杀伤增强装置展开。ERIS拦截弹的作战距离约为900 km，作战高度约为270 km，制导体制采用惯性制导加指令制导加红外寻的制导。发射方式为井下垂直发射。战斗部可通过动能杀伤飞行器和可展开的杀伤增强器直接碰撞杀伤目标。动力装置采用二级固体火箭发动机。该计划现已终止，"地基拦截弹"(GBI) 是其后续计划。



ERIS 拦截弹示意图

（撰写：雷朝阳　审订：王毓兰）

waidandao celiang

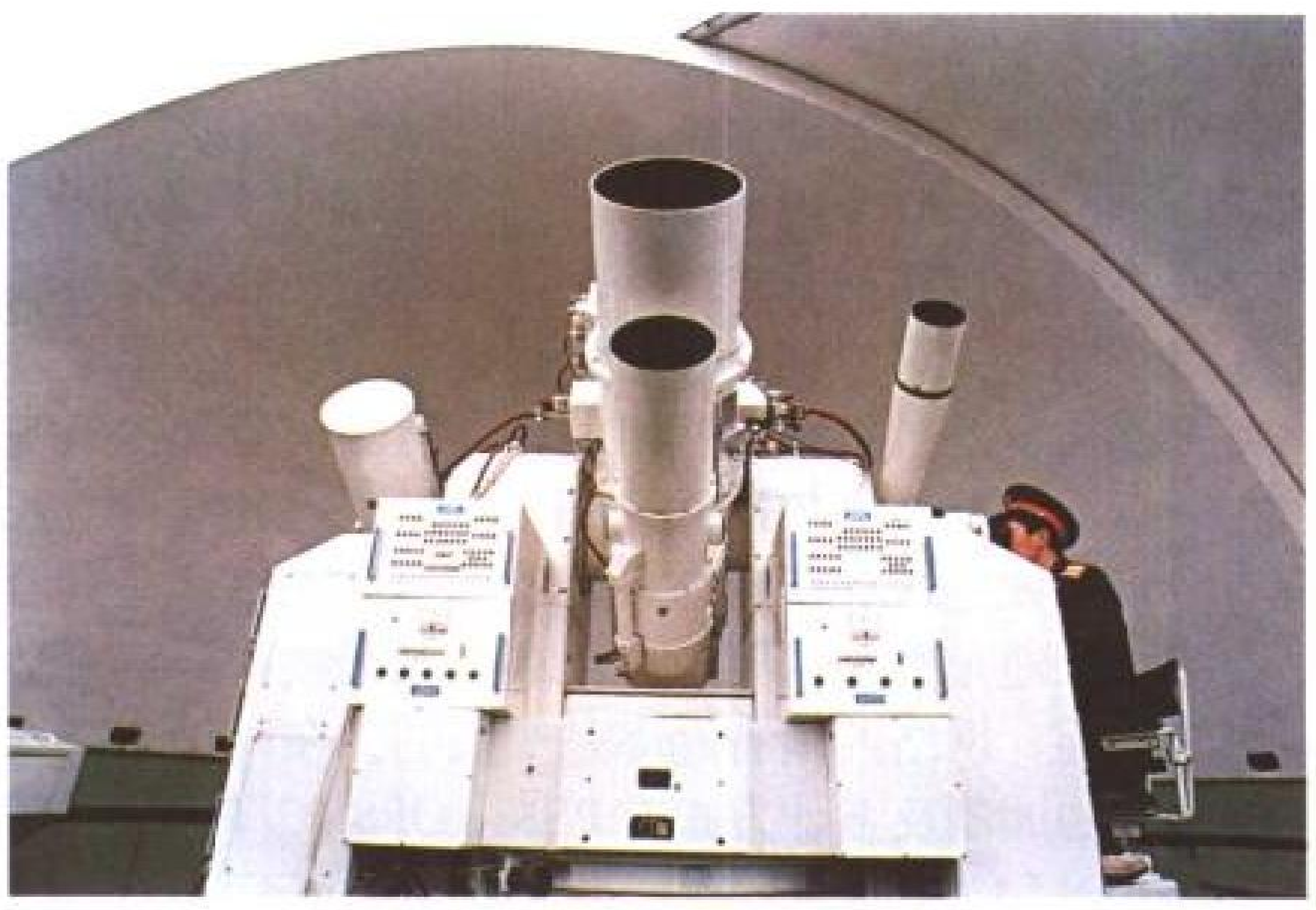
外弹道测量 exterior trajectory measurement 简称外测，又称轨道测量。用卫星、雷达、光学等测量设备对飞行器进行的观测，用以获得它们在某一坐标系中的位置和速度参数。外弹道测量获得的实时参数经过处理后供飞行器控制系统无线电制导或混合制导使用，又可用作靶场无线安全自毁系统的判据，判断飞行器是否出现异常，还可作为飞行器轨道报告

的依据。上述参数经过处理后与遥测测量的轨道数据一起供设计人员分析飞行器的性能和改进设计使用。

（撰写：周　烈　审订：魏其勇）

waidandao celiang xitong

外弹道测量系统　exterior ballistic measuring system　利用无线电波的特性或光学组合对飞行器进行跟踪并测量其飞行轨迹参数的系统。又分为无线电跟踪测量系统和光学跟踪测量系统。外弹道测量系统用地面测量设备（如雷达、光学测量设备等）单独或与飞行器上的协同目标（如应答机、信标机、光学协同目标等）配合对飞行器进行观测，以获得它们的飞行轨迹参数或变换到某一坐标系的位置和速度参数。无线电跟踪测量系统直接测量的参数称为测量元素（如距离、距离和、距离差、方向余弦、方位角、俯仰角以及它们的变化率等）。测量元素经过数据处理和坐标变换后可以得到某一坐标系的弹道（轨道）参数。不同的测量元素组合，可以构成不同体制的无线电跟踪测量系统。有脉冲体制和连续波体制两种，一般都由飞行器上的设备和地面设备组成。现代的无线电跟踪测量系统将轨迹测量、遥测、遥控、数据传输、话音通信等综合在一起，用一个无线电载波传送。另外还建成了跟踪和数据中继卫星系统、全球定位系统（如GPS和GLONASS）等新型的无线电跟踪测量系统。光学跟踪测量系统按功能可分为弹道测量设备、姿态和事件记录设备等。弹道测量设备有电影经纬仪、弹道照相机、激光测距设备和激光雷达。光学跟踪测量系统通常用交汇测量法和综合定向测距法测量。

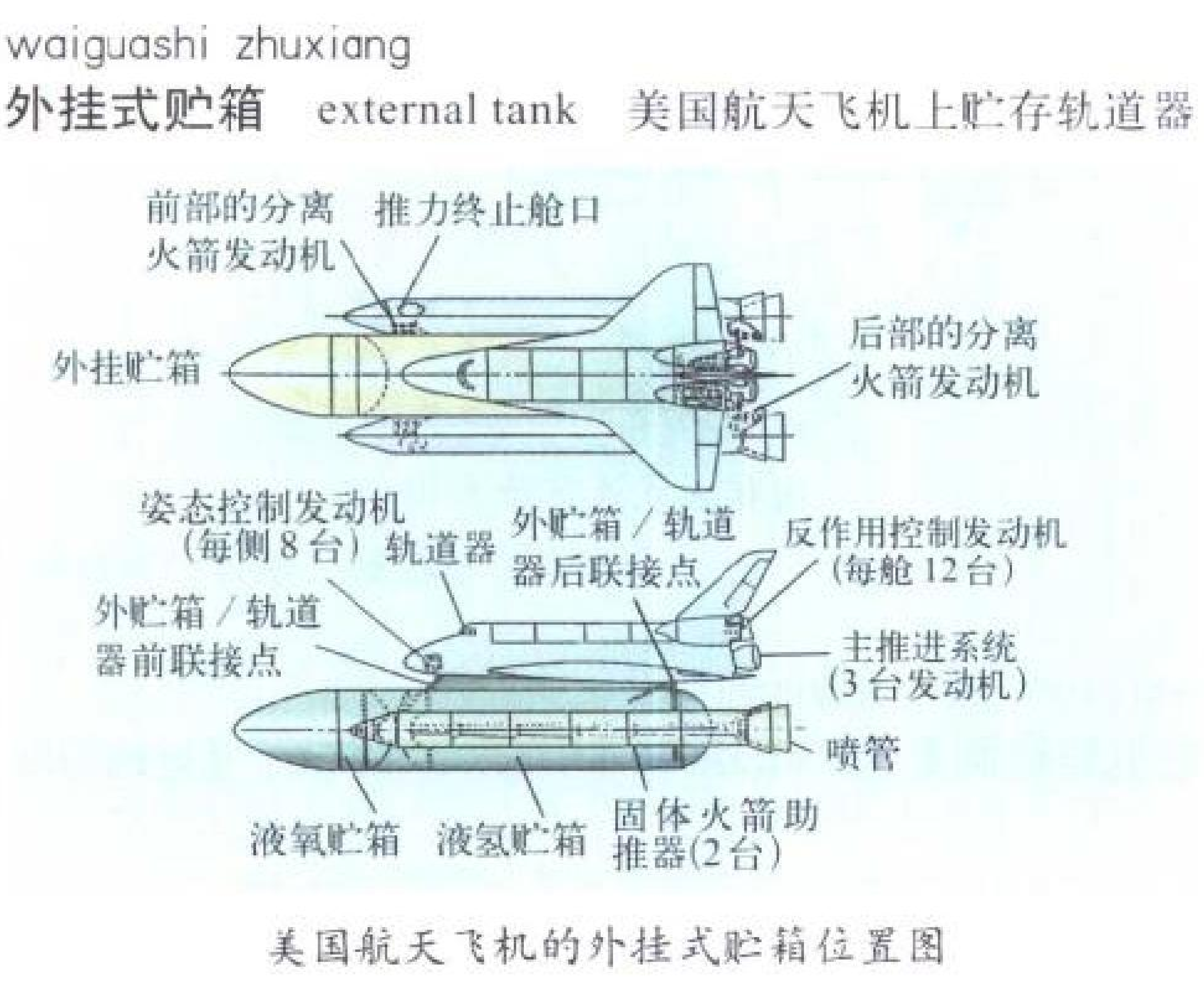


电影经纬仪

（撰写：周　烈　审订：李邦复）

waiguashi zhuxiang

外挂式贮箱　external tank　美国航天飞机上贮存轨道器用的液氢和液氧推进剂的贮箱。安装在轨道器的外侧，简称外贮箱（见图）。外挂式贮箱在轨道器入轨前从轨道器上分离抛掉。它是美国航天飞机上最大的和唯一不能重复使用的组件。



美国航天飞机的外挂式贮箱位置图

（撰写：高仲华　审订：刘小渝）

waikong tiaoyue

《外空条约》　outer space treaty　全称为《关于各国探索和利用包括月球和其他天体的外层空间活动所应遵守原则的条约》，1966年12月19日联大通过，1967年1月27日开放供签署，1967年10月10日生效。该条约是国际空间法的基础，号称“空间宪法”，规定了从事航天活动所应遵守的10项基本原则。(1) 共同利益的原则：探索和利用外层空间应为所有国家谋福利，而无论其经济或科学发展的程度如何；(2) 自由探索和利用原则：各国应在平等的基础上，根据国际法自由地探索和利用外层空间，自由进入天体的一切区域；(3) 不得据为己有原则：不得通过提出主权要求，使用、占领或以其他任何方式把外层空间据为己有；(4) 限制军事化原则：不在绕地球轨道及天体上放置或部署核武器或任何其他大规模毁灭性武器；(5) 援救航天员的原则：在航天员发生意外事故、遇险或紧急降落时，应给予他们一切可能的援助，并将他们迅速安全地交还给发射国；(6) 国家责任原则：各国应对其航天活动承担国际责任，不管这种活动是由政府部门还是由非政府部门进行的；(7) 对空间物体的管辖权和控制权原则：射入外空的空间物体登记国对其在外空的物体仍保持管辖权和控制权；(8) 外空物体登记原则：凡进行航天活动的国家同意在最大可能和实际可行的范围内将活动的状况、地点及结果通知联合国秘书长；(9) 保护空间环境原则：航天活动应避免使外空遭受有害的污染，防止地外物质的引入使地球环境发生不利的变化；(10) 国际合作原则：各国从事外空活动应进行合作互助。

（撰写：朱毅麟　审订：侯深渊）

waituili fashe

外推力发射　cold launch　见冷发射和弹射式发射。

waiyan CMOS

外延 CMOS　epitaxy CMOS　采用N^-外延层／N^+衬底或P外延层／P^+衬底作为衬底材料的一种体硅CMOS工艺抗闩锁技术。图1和图2给出了P阱／P^+埋层外延CMOS和双阱外延CMOS工艺的两个实例。高掺杂的P^+或N^-衬底降低了体寄生电阻，同时在低掺杂外延层／高掺杂衬底界面处存在的自建电场增强了保护环（也是为抗闩锁而设）的收集效能。这两种作用大大提高了闩锁效应的维持电流，从而可以抑制或防止闩锁的发生。此外，P阱／P^-埋层外延工艺所形成的P阱是一种上淡下浓的逆向阱杂质分布，使得寄生的纵向NPN管的电流增益降低了两个数量级，更有利于降低对闩锁的灵敏度。外延CMOS对于一般工业应用中由电路端口引入

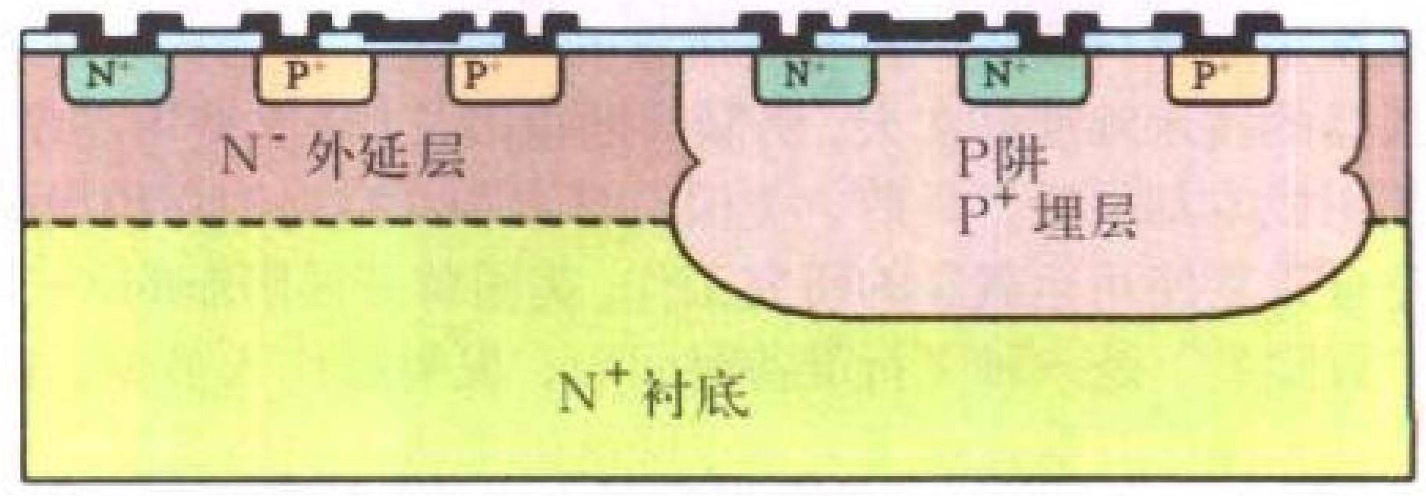


图1　P阱/P^+埋层外延CMOS剖面图

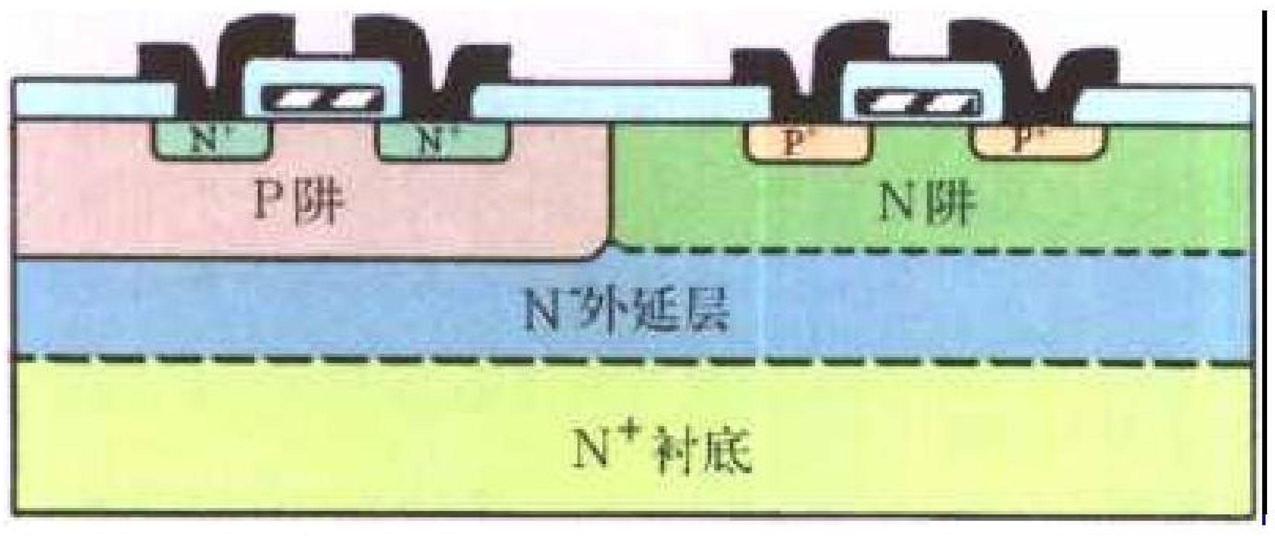


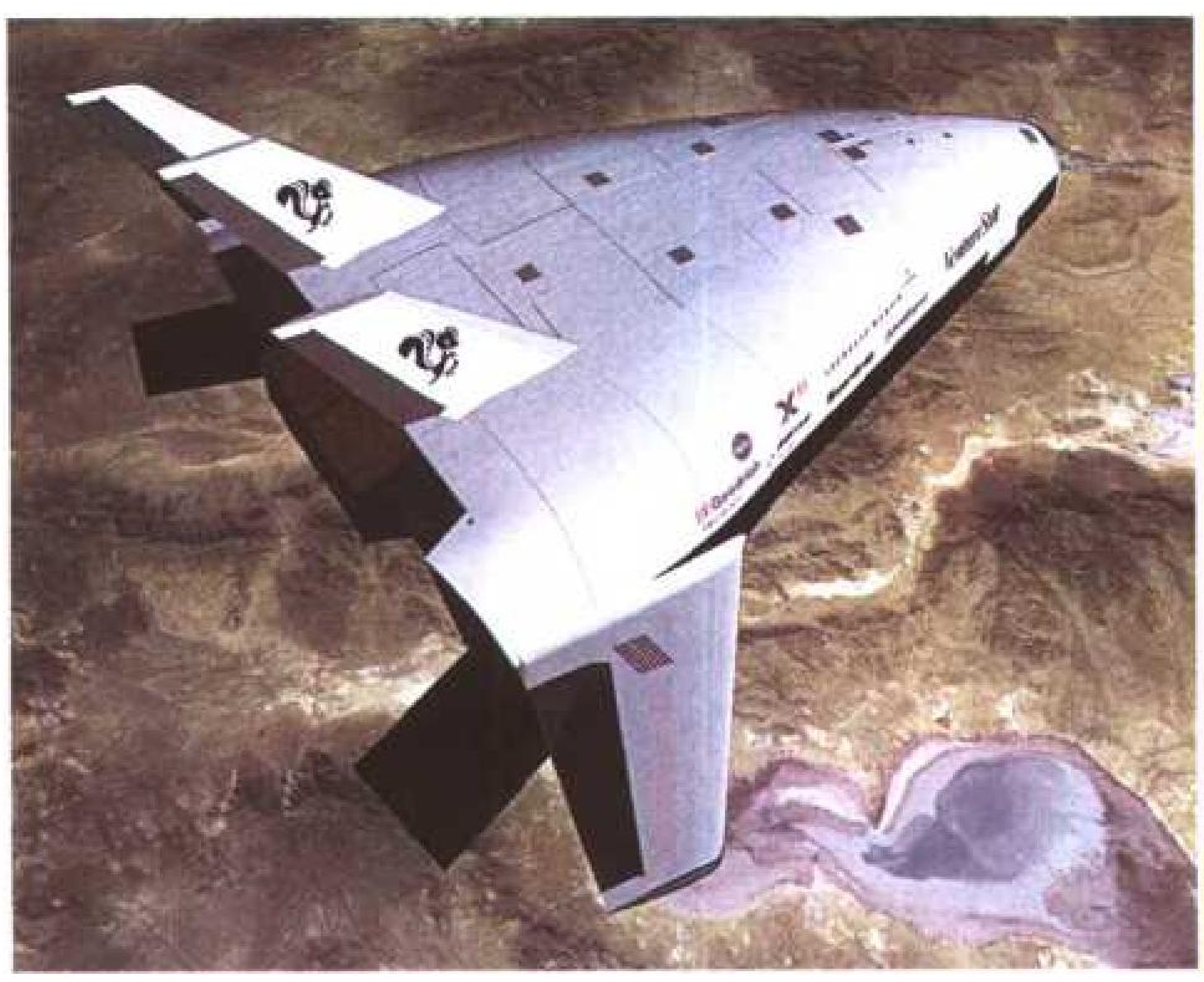
图 2 双阱外延 CMOS 剖面图

的电流或电压的扰动和热载流子效应所引发的闩锁，以及在空间应用中由瞬时辐射和单粒子效应在电路内部引发的闩锁都有很好的防护作用，同时由于无需额外占用芯片面积，因此在亚微米和亚微米以上尺寸的CMOS集成电路中，采用外延衬底并在输入／输出端口设置保护环成为一种典型的抗闩锁结构；而对于深亚微米和深亚微米以下尺寸电路来说，高能离子注入浅逆向阱、槽隔离和薄外延3项技术并用或许是最好的选择，而且已为一些民品与军品CMOS电路的生产所采用。

（撰写：李荫波　审订：白　丁）

wanquan chongfu shiyong yunzaiqi

完全重复使用运载器　fully reusable launch vehicle　各组件均可回收或自主返回并多次重复使用的航天运输工具。完全重复使用运载器不仅可以降低运载器的硬件成本，并能将



X-33升力体式飞行器

人员与设备送返地面，而且可以大大简化地面操作与设备，显著降低地面操作费用，提高发射频率，因而它是比较理想的航天运输工具，是未来运载器的发展方向。重复使用运载器根据级数，可分为单级入轨和两级入轨两种；根据起降方式，可分为垂直起飞／垂直降落、垂直起飞／水平降落和水平起飞／水平降落3种。单级入轨重复使用运载器需要解决的一个十分重要的问题是质量比，即运载器净重不能超过起飞质量的10%左右。换言之，这种运载器要实现入轨，其运载器携带的燃料质量应占起飞质量的90%左右。因此，这种运载器的技术难度非常大，研制周期也很长，研制费用高昂，但使用成本却很低。目前，美国、日本和欧空局都在积极开展完全重复使用运载器的研究工作。美国曾开展研制的X-33／“冒险星”是一种飞行准备时间短，发射操作人员少，能像飞机式操作的垂直起飞／水平降落的单级入轨运载器，可靠性要比现有发射系统提高一个数量级；发射成本要降低一个数量级。X-33是一种1／2缩比技术验证机，为亚轨道完全重复使用飞行器。其关键技术包括可重复使用的低温贮箱、复合材料主结构、耐久性防热系统和一体化推进技术等。

（撰写：才满瑞　审订：朱维增）

wanquan ranshao

完全燃烧　complete combustion　燃料燃烧后在燃烧产物中没有残存可燃物的燃烧，即燃料和氧化剂反应后产生最稳定的氧化物，如二氧化碳和水等。燃料只有在完全燃烧后才能放出最大热量。只有余氧系数$\alpha \geqslant 1$时，才有可能实现完全燃烧。实际上，燃烧产物中总会有一些残余的可燃物。另外，由于燃烧产生的高温，化学反应只能进行到一定的平衡状态，而在这种状态下，还有一些氧、氢、一氧化碳和其他气体没有化合，且在燃烧产物中也会存在一些自由基，如O、H、OH等。

（撰写：刘霓生　审订：王　铮）

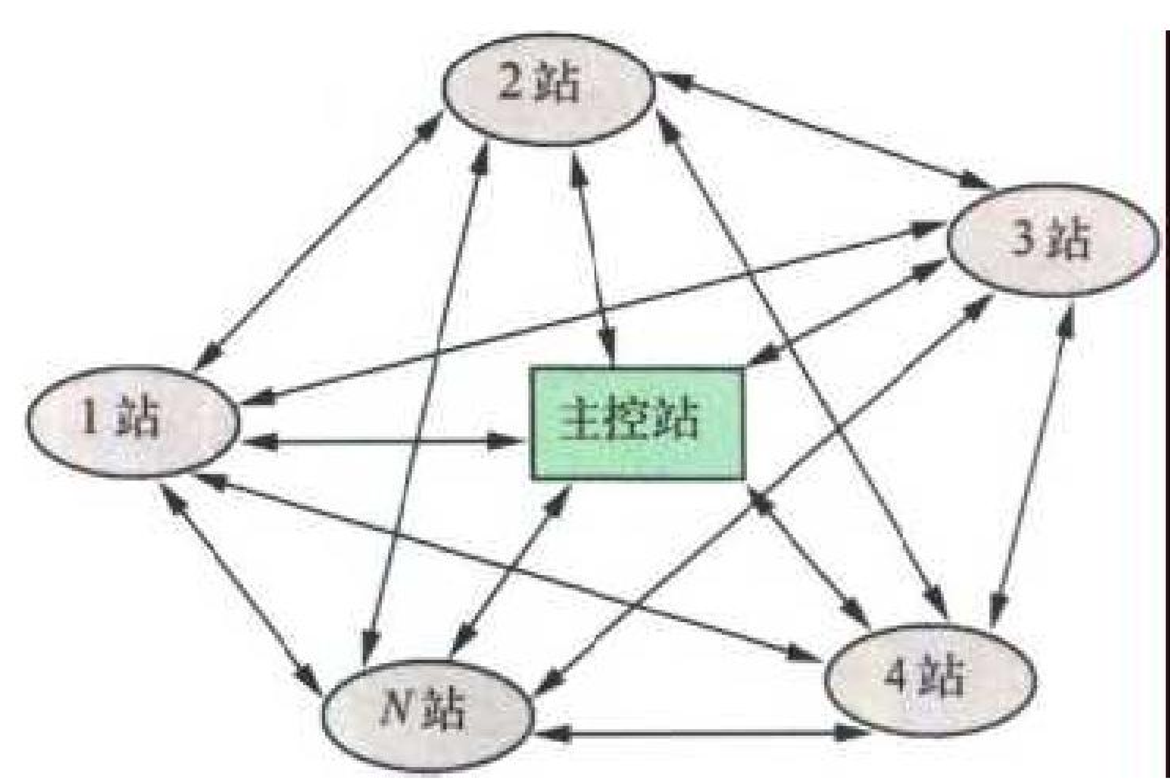
wanting

烷烃　alkane　一种烃类液体燃料。包括链烷烃和环烷烃，其中重要的化合物是甲烷和丙烷。液态甲烷（分子式为CH_4）是一种无色、无味的低温液体，沸点为111.51 K，冰点为90.52 K，密度为0.43 g／cm³（沸点时）。液态丙烷（分子式为C_3H_8）是一种无色液体，沸点为230.9 K，冰点为80.3 K，密度为0.58 g／cm³（沸点时）。甲烷和丙烷与空气或氧气混合可形成爆炸性混合物。它们属于五级基本无毒物质。它们的热值、冷却性能和结焦倾向性等均优于煤油，可以用作火箭液体燃料。

（撰写：张起源　审订：胡平信）

wangzhuang fangshi lianjie

网状方式连接　mesh connection　在星形连接的基础上，各小站之间不经主控站的直接连接。其优点是不经主控站连接的各远地小站之间因一跳连接而使时延减小一半。但是，这个优点可能被双跳星形网络提供的较高链路质量和较低的设备费用所抵消。如果主控站同样是中心站，这种连接方式将会享有星形方式连接和网状方式连接的全部优点。在远地小站中，为降低通信费用，要求使用小口径天线和低发射功率发射机。因而，网络的固有功率是受限的。在网状连接系统中，最常用的调制及多址方式有PSK、QPSK、TDM、SCPC以及DS-CDMA（直接序列码分多址）和TDMA。



网状方式连接示意图

（撰写：邝振勋　审订：郑松辉）

wangfan juli celiangzhi

往返距离测量值　measured distance to and fro　从地球站发出的无线电波或激光被航天器反射又回到该地球站的接收设备的过程中，无线电波或激光所走过的距离的测量值。该值由下式计算

$$l = (t_2 - t_1)\ c$$

式中 l 为往返距离测量值；t_1 为从地球站发出无线电波或激光的时刻；t_2 为被航天器反射后的无线电波或激光回到该地球站的时刻；c 为光速。往返距离测量值除以2即得到地球站到卫星的距离。 （撰写：李颐黎　审订：李大耀）

weibuer fenbu

威布尔分布 Weibull distribution 瑞典物理学家威布尔在研究金属环链强度时，所构造的一种分布函数。该分布函数定义为 $F(t)$

$$F(t) = 1 - e^{-((t-\theta)/\alpha)^{\beta}} \quad t > \theta \geqslant 0,\ \alpha,\ \beta > 0$$

威布尔分布的可靠性函数 $R(t)$，概率密度函数 $f(t)$ 和失效率函数 $\lambda(t)$ 分别为

$$\begin{cases} R(t) = e^{-((t-\theta)/\alpha)^{\beta}} \\ f(t) = \dfrac{\beta\,(t-\theta)^{\beta-1}}{\alpha} e^{-((t-\theta)/\alpha)^{\beta}} \\ \lambda(t) = \dfrac{\beta\,(t-\theta)^{\beta-1}}{\alpha} \end{cases}$$

可靠性函数 $R(t)$，概率密度函数 $f(t)$ 和失效率函数 $\lambda(t)$ 曲线分别如图1、2、3所示。在上述各式中，θ 是位置参数，表示 $f(t)$ 曲线在 t 轴上的起始位置，经坐标变换，可转换为 $\theta=0$ 的二参数的威布尔分布。α 是尺度参数，它与 $f(t)$ 曲线的坐标轴的标尺比例有关。β 是形状参数，决定 $f(t)$ 曲线的形状。如图3所示，$\beta>1$ 时失效率曲线 $\lambda(t)$ 呈上升型，$\beta=1$ 时曲线呈现常数，$\beta<1$ 时曲线呈现下降型；如图2所示，当 $\beta \geqslant 3$ 时威布尔分布可近似为正态分布。人们发现凡属于局部失效而导致整体机能失效的串联模型都能采用这种分布来描述，如一台涡轮发动机，其中一个叶片断裂，将会毁坏整台发动机。威布尔分布在航天领域可靠性建模中有着广泛应用，如机械产品、机电产品、惯性器件的工作寿命分布，一般都可用威布尔分布来描述。 （撰写：郑岩盈　审订：周东生）

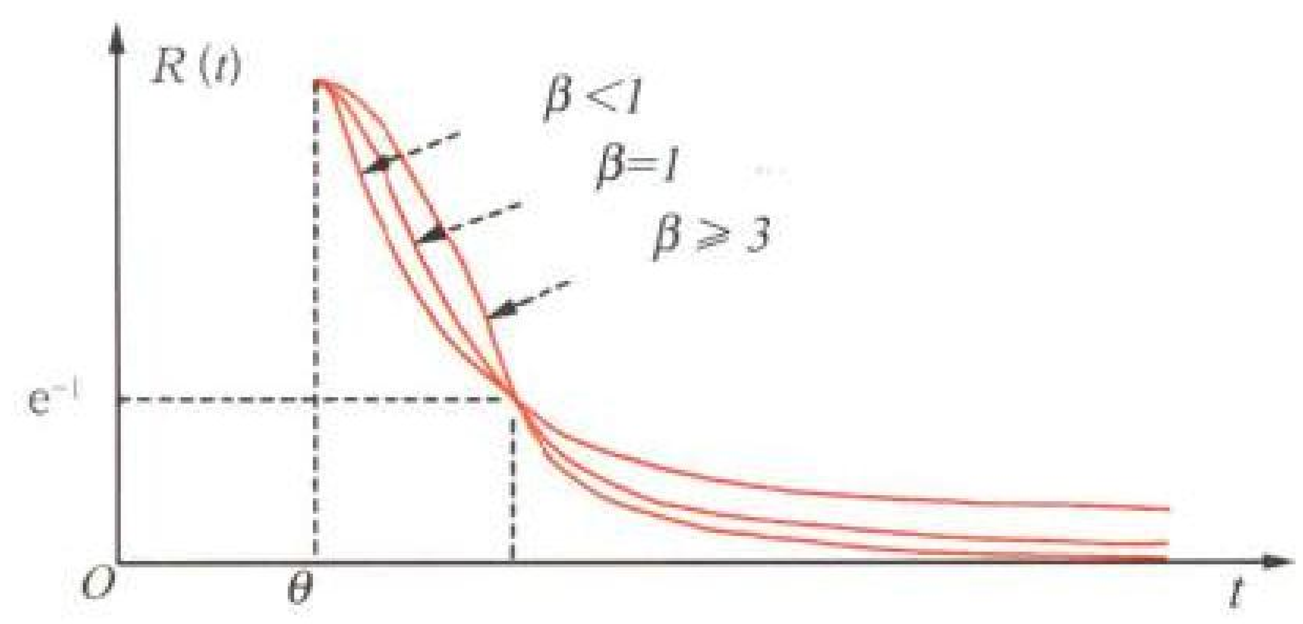


图1 可靠性函数 $R(t)$（$\alpha=1$ 时）

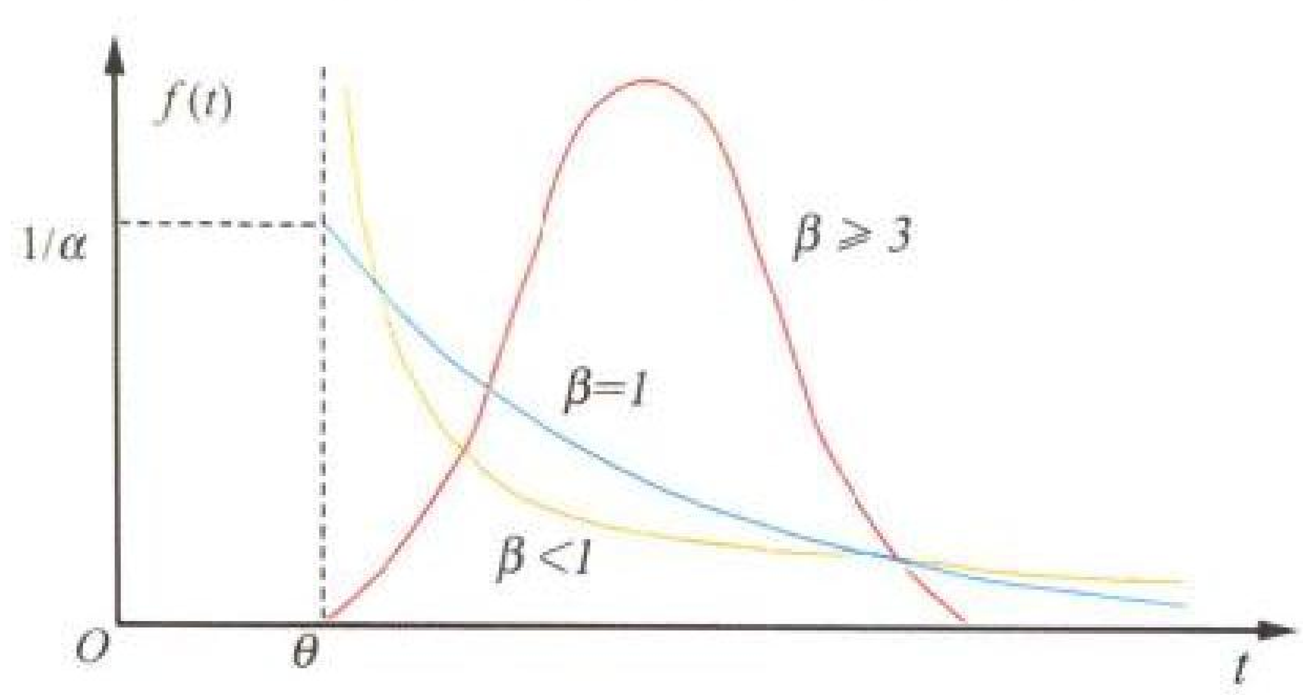


图2 概率密度 $f(t)$ 曲线

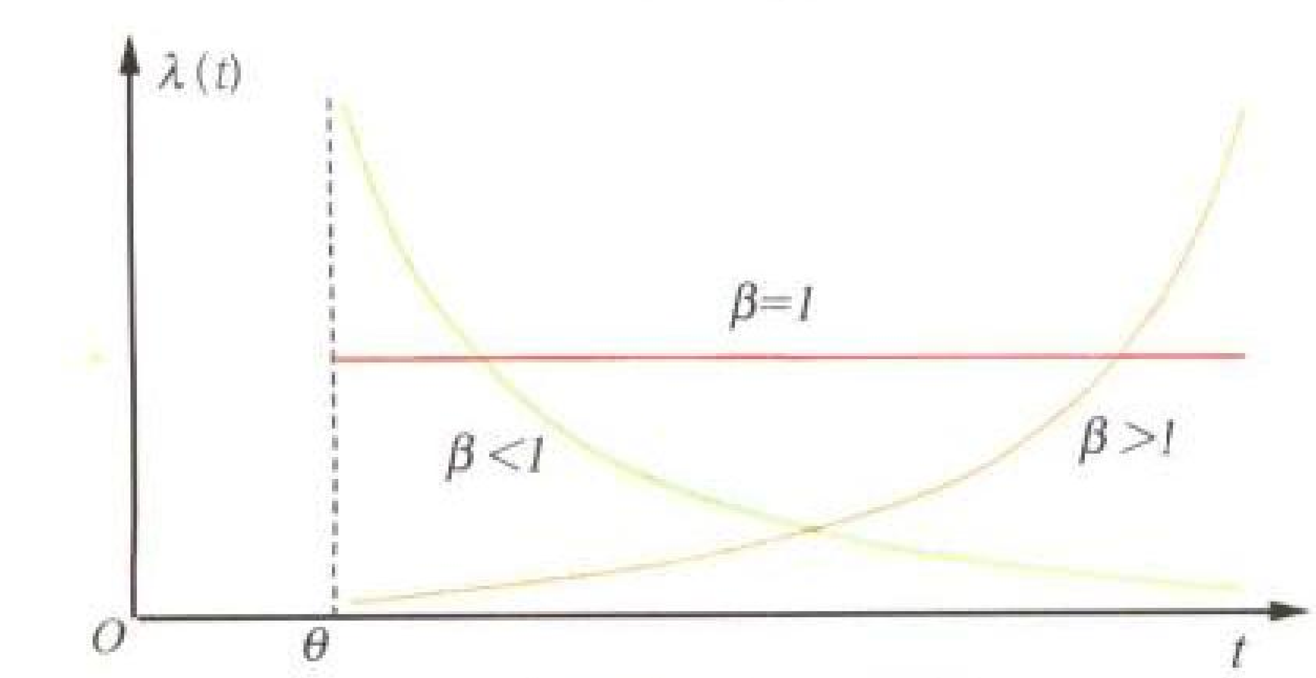
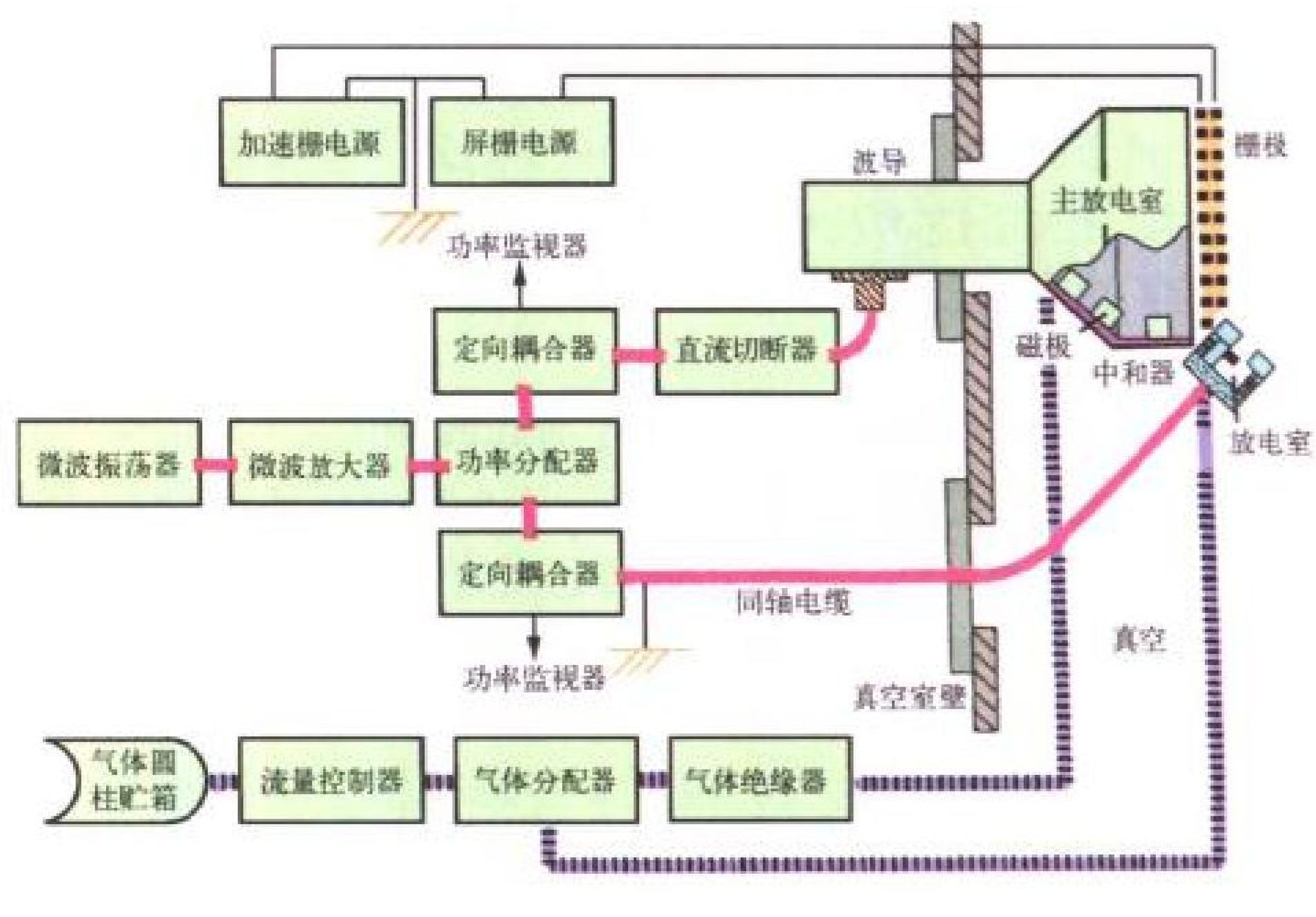


图3 失效率函数 $\lambda(t)$ 曲线

weibo lizi fadongji

微波离子发动机 microwave ion engine 又称微波离子推力器或微波电子回旋共振离子发动机。用微波放电电离推进剂产生的离子，经多孔栅极静电场加速引出而产生推力的一种离子发动机。推进剂常用氙，分两路分别进主放电室和中和器放电室。微波功率电源通过功率分配器向两放电室按比例提供微波功率，电子在附加的磁场作用下做螺旋运动的频率与微波电场频率一致时，发生回旋共振，在微波交变电场的正、负半周期内都能被加速而获得能量，进而轰击电离推进剂，产生微波放电。主放电室等离子体中的离子被加高电压的多孔栅极加速引出，产生推力。中和器放电室则向喷出的离子束发射电子。这种发动机尚处于原理样机研制阶段。主要特点是主放电室和中和器均采用微波放电，没有阴极，启动快，可靠性高，预计工作寿命可以超过10000 h。缺点是微波功率耦合效率较低，放电损耗较高，功率推力比较高（50～100 W／mN）。它适用于航天器的轨道转移和星际航行。



微波离子发动机示意图

（撰写：黄良甫　审订：吴国富）

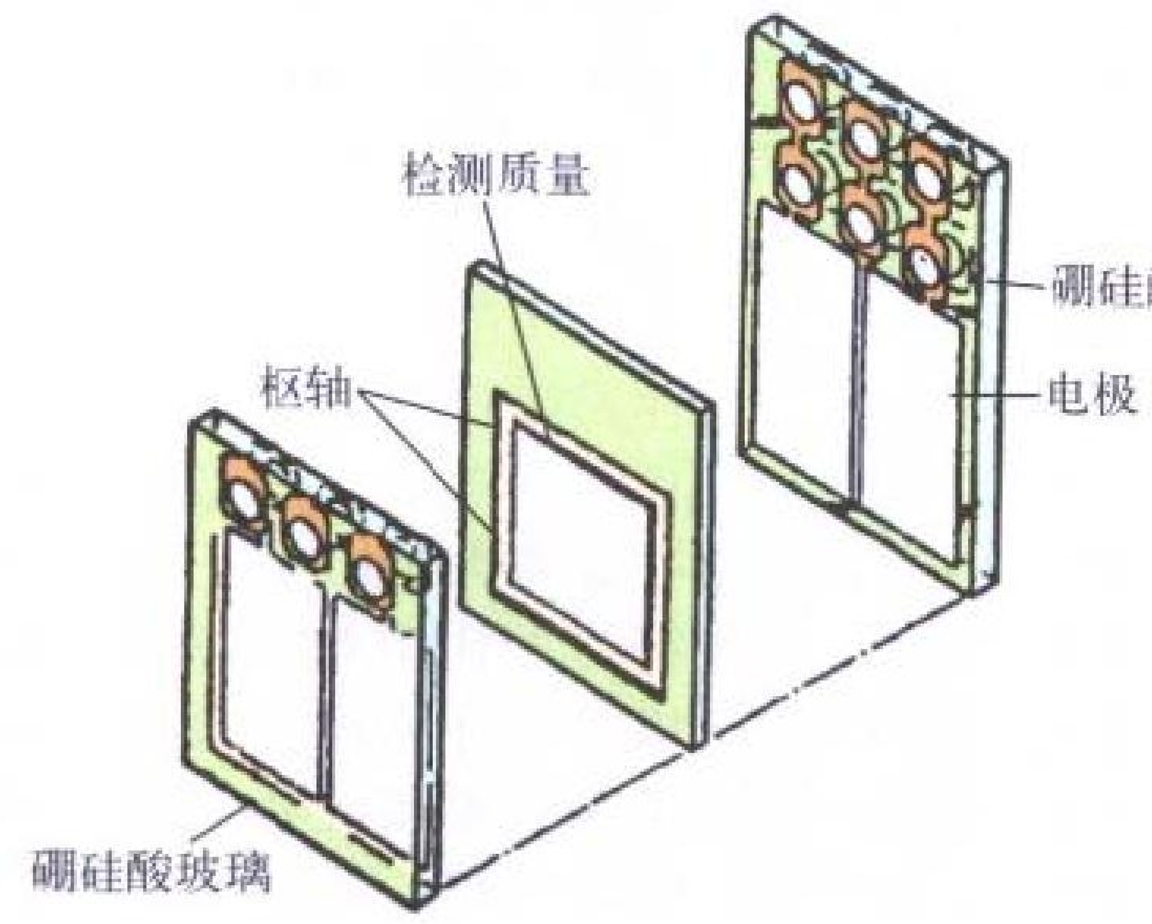
weichengxu sheji jishu

微程序设计技术 microprogramming technology 计算机控制逻辑的一种设计技术。它是将执行指令过程中同时发生的控制信号划分为一组可执行的指令形式的微操作或称微指令，而将所有的计算机指令控制操作仿照程序设计方法编制出微指令序列的设计技术。微程序设计概念首先由英国人提出。将计算机指令按微指令构成的一个序列称为微程序，微程序存放在控制存储器（ROM）中。计算机指令的执行过程就是依次读出控制存储器中的微指令以执行相应微操作序列的过程，所以微程序控制亦称存储逻辑控制。计算机的控制逻辑设计由此就转化为编制ROM代码的微程序设计过程。 （撰写：于伦正　审订：陈作人）

weigui jiasuduji

微硅加速度计 micro-silicon accelerometer 采用硅片材料制成的一种微加速度计。微硅加速度计主要分压阻式和差分

电容式两种。下图是微硅加速度计结构分解图。摆检测质量由平板硅片研制成，面积为3000 μm²，由两根5 μm厚的薄硅片挠性梁连接在框架结构上；检测质量、挠性梁及框架是由一片单晶硅经各向异性刻蚀而成。阳极焊接在两片硼硅酸玻璃片之间。玻璃片内表面上用淀积金属的方法产生电极及引线图形。美国德雷珀公司研制的微硅加速度计芯片尺寸为300 μm × 600 μm，量程为 ± 50 *g*，偏置稳定性为 0.25 ~ 1 m*g*。目前微硅加速度计已被用于军用武器（炮弹、战术导弹）、航天、车辆、医疗等领域，在自动装配线、电梯平稳控制、高

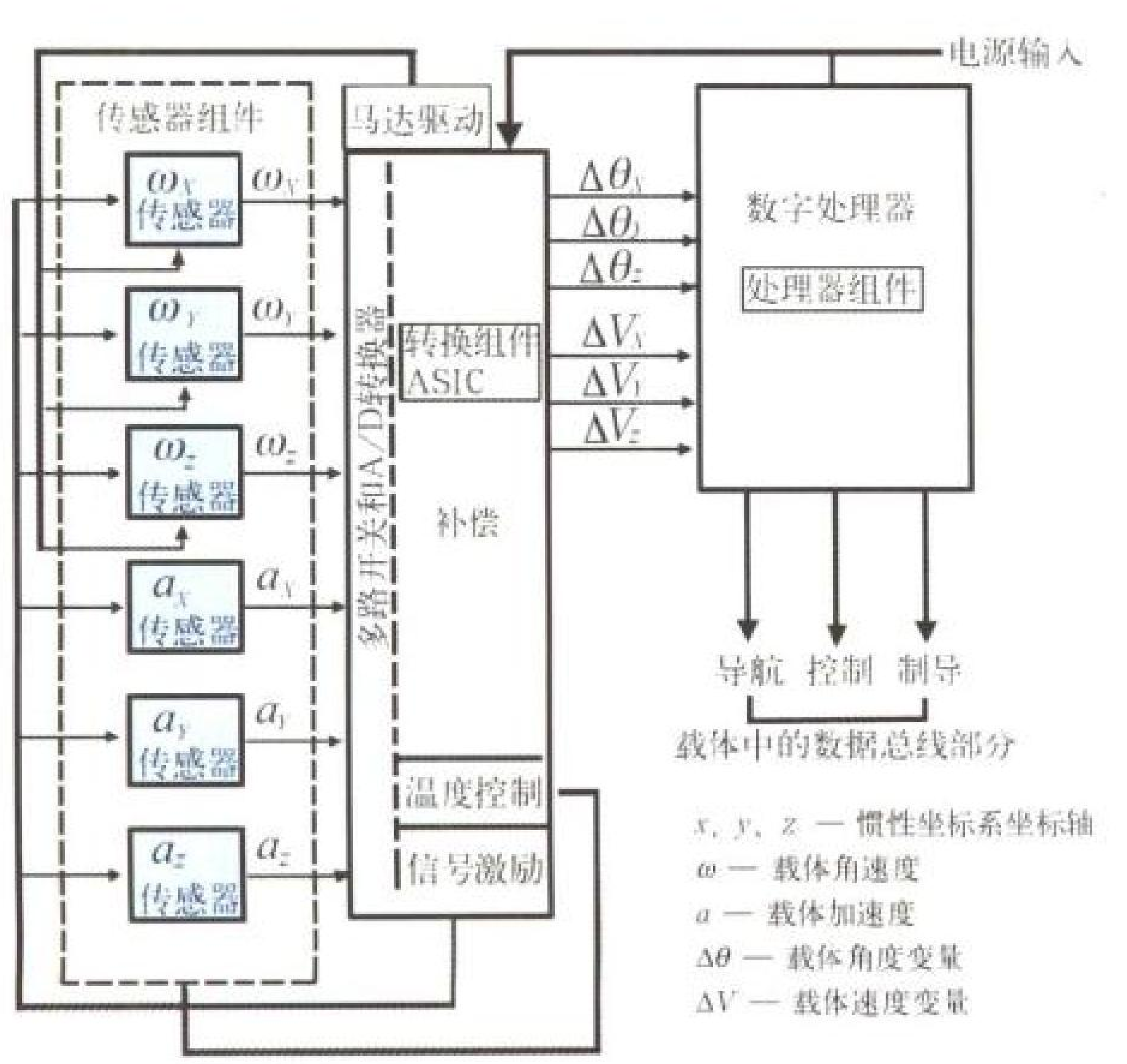


微硅加速度计结构分解图

速列车、深油井钻探等方面也取得成功应用。微硅加速度计的加工方法基本上有3种：面加工、体加工（硅多层“三明治”）和X光同步辐射光刻电成型及微压塑工艺，但目前多采用前两种。随着加工技术及电子技术的提高，微硅加速度计将会走向更多的应用领域。（撰写：吴 涛　审订：杨立溪）

weigui jielian guanxing celiang zhuangzhi

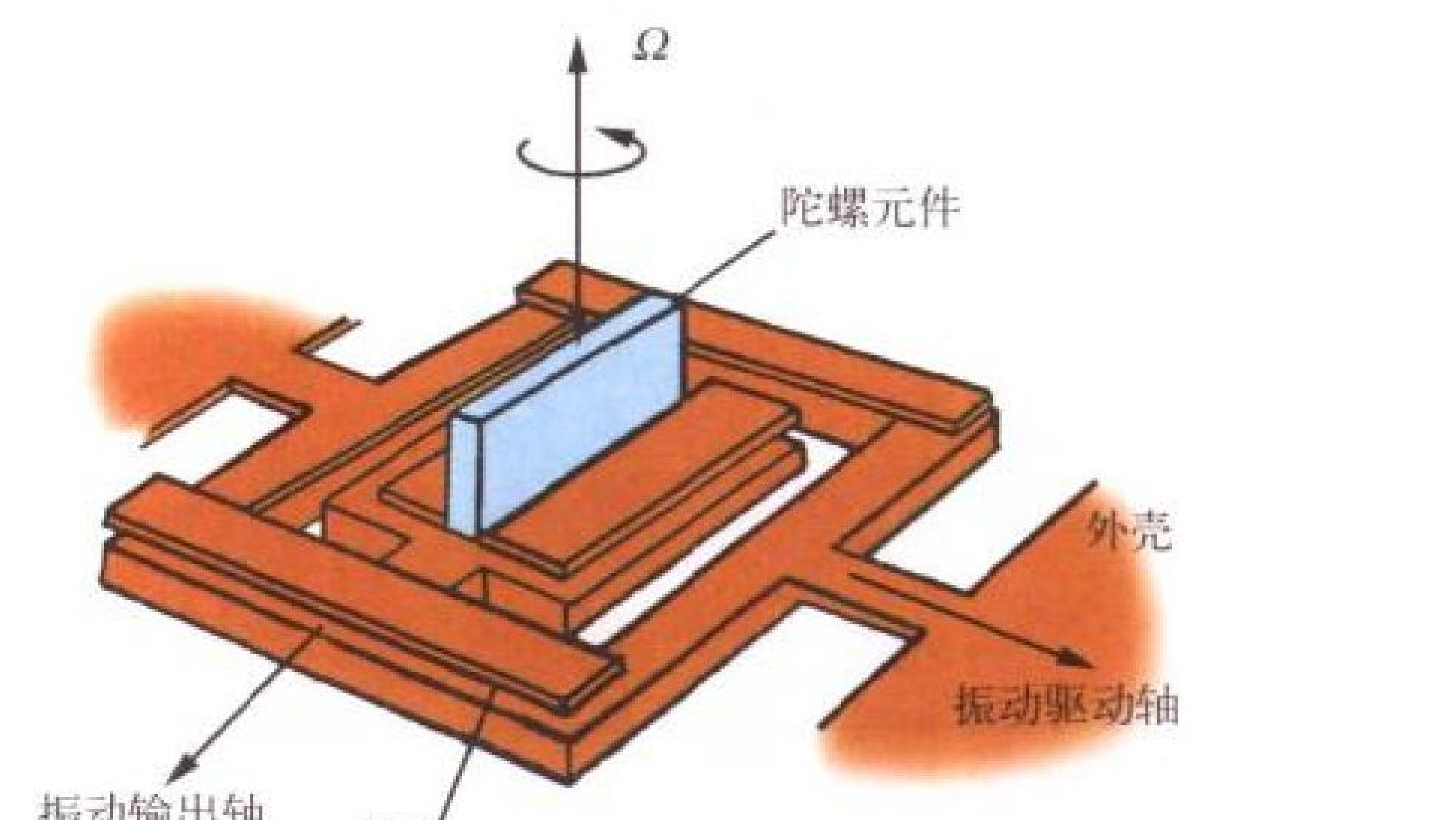
微硅捷联惯性测量装置 micro-silicon strap-down inertial measurement unit (MSIMU) 微机电系统的一种，由微硅陀螺仪、微硅加速度计、专用集成电路及其他电子元件组成。英文缩写为MSIMU。它的工作原理与传统捷联惯性测量装置相同，可以提供运动载体的速度、位置和姿态信息，其电路框图见图。MSIMU的精度主要取决于组成它的微硅陀螺仪和微硅加速度计的精度。美国德雷珀公司研制的微硅惯性测量单元包括3只微硅陀螺仪和3只微硅加速度计，陀螺仪和加速度计尺寸都小于1 mm，陀螺漂移不定性好于10°/h，加速度计偏值稳定性为250 μg。整个MSIMU的尺寸为(2 × 2 × 2.5) cm³，重约5 g。赛斯通 · 德诺公司的MSIMU采用3只微机械石英速率传感器和3只微硅加速度计，陀螺的分辨率为0.004°/s，加速度计分辨率为10 μg，整个装置重900 g。MSIMU的不足之处是其定位误差随时间积累，因此长时间工作时只有与其他导航系统组合在一起才能胜任导航工作。目前与GPS系统组合在一起进行工作的产品已做过试验，其应用领域主要是智能炮弹、机器人控制等。德雷珀公司与美海军水面作战中心联合开发的导航系统已用于127 mm智能炮弹。MSIMU经历了10多年的发展，其精度在逐步提高。随着其加工技术及电子技术的发展及精度的提高，MSIMU在不远的将来会有更加广阔的发展前景。（撰写：吴 涛　审订：杨立溪）



MSIMU 电路框图

weigui tuoluoyi

微硅陀螺仪 micro-silicon gyroscope 又称硅微陀螺仪，全称微硅机械陀螺仪。用微加工工艺和半导体集成工艺把构成陀螺仪的微型结构件和相关的电子线路集成在一块硅片上的微型陀螺仪。它是20世纪80年代后期开始发展的一种新型陀螺仪，具有尺寸小、质量小、成本低、可靠性高、抗振动冲击能力强以及可大批量生产等优点。一种微型速率陀螺仪的工作原理如下：敏感元件（质量块）在外加电激励下沿（或绕）激励轴作线（或角）振动（激励模态）。此时，如果绕垂直于振动方向的轴对陀螺仪施加角速度，则在哥氏力的作用下，质量块将在与前述两轴垂直的另一方向上产生同频率的角振动（敏感模态），其幅度与所加角速度大小成正比，相位与角速度方向有关，因此通过测量敏感模态的振动就可以得知外加角速度的大小和方向，实现测速功能。目前微硅机械陀螺仪按照激励与控测方法的不同可分为框架式角振动陀螺仪、音叉式线振动陀螺仪、电磁激励线振动陀螺仪、谐振棒式线振动陀螺仪和压阻式陀螺仪等。框架式角振动陀螺仪的原理如图所示。



框架式角振动陀螺仪结构原理图

第一台微硅机械陀螺仪是美国德雷珀公司实验室1988年研制出的框架式角振动微机械陀螺仪。日本东北大学1994年研制出的音叉式线振动陀螺仪的有效尺寸为20 mm × 20 mm,在0.7 Pa真空度下激励模态的谐振频率为470 Hz，品质因数值为100。微硅机械陀螺仪目前已应用于军事、汽车、医疗及消费领域。随着其性能的进一步提高，将在更广泛的领域内得到应用，并可能逐步取代传统的速率陀螺仪。

（撰写：吴 涛　审订：杨立溪）

W

weigui zhendonglun tuoluoyi

微硅振动轮陀螺仪 micro-silicon vibrating wheel gyroscope 采用单晶硅片制作的一种微机械陀螺仪。美国德雷珀公司1996年公布的一种微硅振动轮陀螺仪的工作原理是：给振动轮定齿加简谐驱动电，使定齿与动齿间形成静电驱动力。在这种驱动力作用下，陀螺检测质量和梳齿的振动轮绕垂直于该轮的中心轴作简谐振动。当有外加角速度作用时，振动轮绕扭杆摆动使振动轮下电容发生变化，根据变化值即可测得外加角速度值。微硅陀螺仪的尺寸很小，在一块直径10 cm的硅片上可批生产多达数千个独立的陀螺仪表。它的寿命、可靠性、成本、体积、质量和抗冲击性均优于传统陀螺。德雷珀公司1994年公布的音叉式线振动陀螺有效尺寸为1 mm，音叉振幅为10 μm，在10 Pa真空条件下，驱动轴 Q 值为40000，检测轴为5000，刻度因子为40～90 mV/(rad · s)，非线性度＜0.2%。微硅陀螺仪预期达到的指标随机漂移短期稳定性为1°/h，标度因数短期稳定性为 5×10^{-5}。随着微加工技术的发展，微硅陀螺仪应用领域将越来越广，包括航天器、导弹、制导弹药、汽车及GPS / 惯性组合系统等领域。

（撰写：吴 涛 审订：杨立溪）

weijidian xitong

微机电系统 microelectromechanical system (MEMS) 又称微型电子机械系统。利用微电子和微机械技术制造而成的微传感器、微执行器和微控制器。它是集微电子电路和微机械结构于一体的系统。微电子技术是制造微机电系统的基础，它保证了系统的微小型化，同时实现了微机电系统的集成化和智能化。微机电系统起步于20世纪80年代中期，并从90年代中期开始商品化。由于微机电系统具有体积和质量小、功耗低、可靠性高的特性，它的出现极大地促进了现代科技的发展。目前微机电系统已被运用于航空、航天及军事装备中，如集成谐振压力传感器、微型摆式加速度计、微型马达、微型梳状调谐陀螺等。例如，在微机电系统众多的新颖应用中，惯性敏感器成为一个倍受关注的领域和研发热点。有两种广泛用于惯性敏感器件的微机电系统：一种为单一结构，即在单一硅片上采用刻蚀、蒸发和其他各种微电子加工技术，制成微电子和微机械元件；另一种为组合结构，即在一相对较厚的基片上进行三维蚀刻，制成器件的机械部分，然后与另外制作的微机电芯片组合在一起形成一完整的组合式微机电器件。微机电惯性敏感器件的发展是今天微机电系统广阔研发领域一个重要的组成部分。据估计，在惯性导航系统中，微机电系统与传统的小型机械导航系统相比，体积和质量分别相差4个和3个数量级，耗电量相差两个数量级。由此可见，微机电系统对现代国防科技的发展和应用具有深远的意义。

（撰写：李 群 马宝国 审订：张声良 刘坤山）

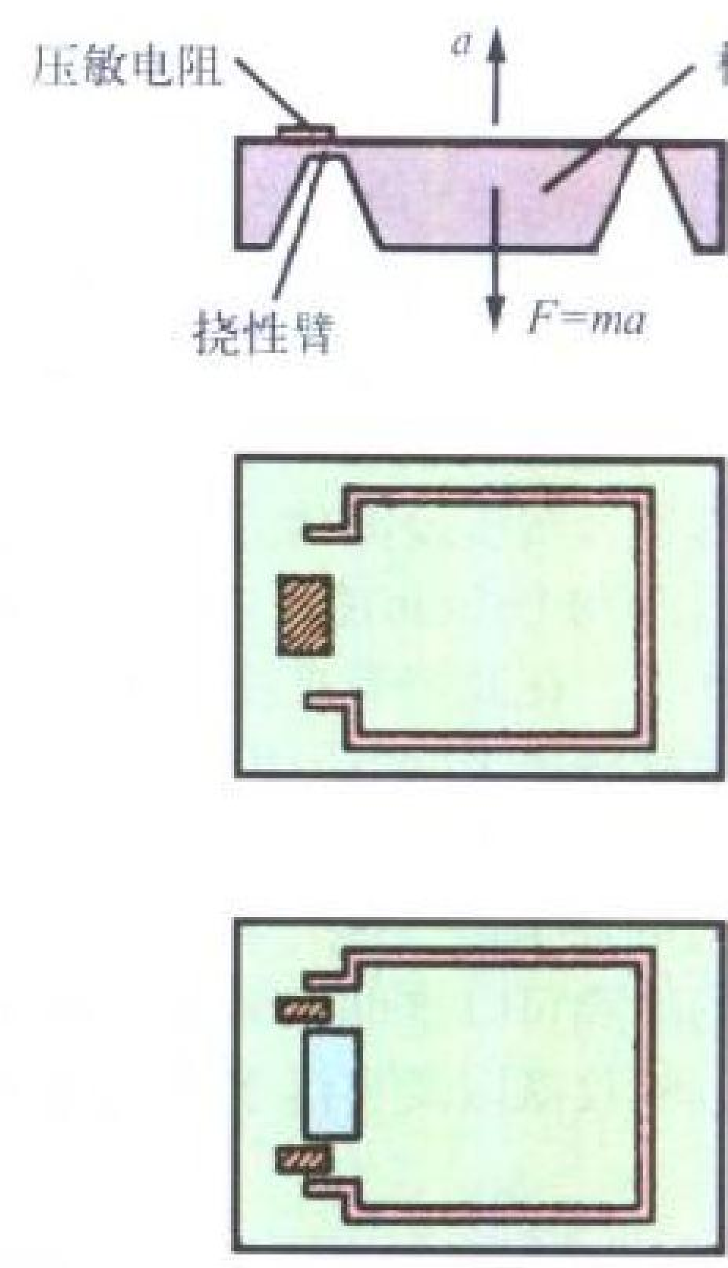
weijixie jiasuduji

微机械加速度计 micro-mechanical accelerometer 见电子卷。

weijiasuduji

微加速度计 micro-accelerometer 借助半导体加工工艺，在单晶硅或石英晶体上制作出微型结构部件，并把相关的电子线路也集成在同一芯片上的加速度计。它感测加速度的原理与一般的加速度计相同。根据信号检测元件的不同，微加速度计分为压阻式、电容式、静电力平衡式和石英振梁式等类型。压阻式微加速度计结构如图所示，其硅制检测质量由单挠性臂或双挠性臂支承，在挠性臂处采用离子注入法形成压敏电阻。当有加速度 a 输入时，检测质量 m 受惯性力 ma 作用产生偏转，并在挠性臂上产生应力，使压敏电阻的电阻值发生变化，从而提供一个正比于输入加速度的输出信号。

目前，美国德雷珀公司100 g 量程的微加速度计的偏值稳定性为1 mg，标度因数稳定性为500 ppm。微加速度计已在汽车、导弹、制导弹药等领域得到应用，在航空、油田开采、机器人等领域可望得到广泛应用。其预期主要指标为：测量最大值70 g，偏值稳定性 5×10^{-4} g。（撰写：吴 涛 审订：杨立溪）



压阻式微加速度计结构原理图

weijing taoci

微晶陶瓷 pyroceram 又称微晶玻璃。由大小为几纳米至几微米的微晶相所组成的陶瓷。每个微晶相由数十至数万计的晶胞并置而成。在微晶之间存在玻璃相。它同时兼具玻璃、晶体和陶瓷的优点，成为一类独特的材料。主要组成为 SiO_2 60%～85%（质量）、Al_2O_3 2%～25%、Li_2O 5.5%～15%，并加入微量的Au、AgCl或 Cu_2O 等。按晶化原理分为光敏微晶陶瓷和热敏微晶陶瓷。按微晶外观可分为透明微晶陶瓷和不透明微晶陶瓷。按性能可分为耐高温、耐热冲击、高强度、高硬耐磨、可切削、耐腐蚀、低膨胀（线膨胀系数接近重金属）、低介电损耗正切值和高介电常数等各种微晶陶瓷。其制造方法与一般玻璃制造方法相似，但要经过特殊的转化过程，先用紫外线照射，使内部产生亚微观的金、银和铜的粒子，再经适当的热处理，控制晶核的形成或长大。微晶陶瓷可用来制造导弹头部的雷达天线罩，并可望作为结构材料和技术工程材料逐渐应用于其他工业领域。

（撰写：黎 义 审订：胡连成）

weiliang wuran kongzhi

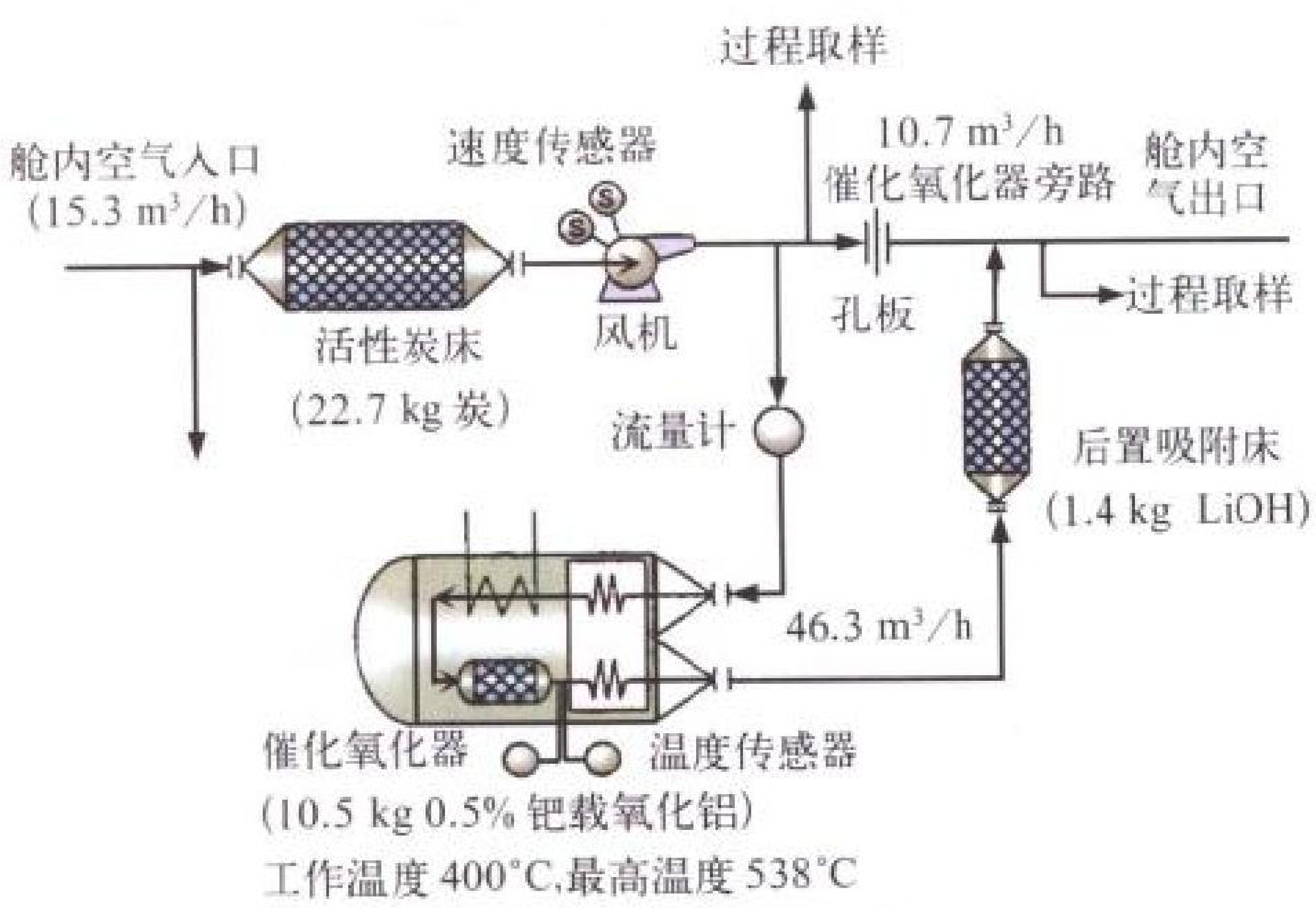
微量污染控制 atmospheric trace contaminant control 将乘员舱内大气中的微量污染物浓度控制在允许范围内的专用技术。舱内微量污染对乘员健康，尤其对长期飞行中的乘员健康的影响不能忽视。载人航天器的设计应尽量控制材料的选择使用，避免使用可能挥发高浓度污染物的材料。应根据排放污染物的量值、毒性以及清除的难易程度决定是否选用或禁用某种材料。一般情况下，微量污染物具有以下特点：(1) 高沸点，采用吸附剂易于处理；(2) 使用酸性材料或碱性材料都易于吸收；(3) 对于沸点很低不适于化学吸附的污染物必须进行氧化分解（催化氧化或直接燃烧）；(4) 氧化分解时放出的产物除水和二氧化碳外，还含有毒性很高的副产物（如卤素化合物）；(5) 污染物虽然量值甚微但也能放出很强的臭味。控制微量污染物的方法主要是最常使用的活性炭吸附法，它可以吸收大部分的有害气体，一般每人每天200 g活性炭即可满足

使用要求；对于低沸点的化合物一氧化碳、甲烷、氢气和乙炔可利用催化氧化技术进行处理。从长期载人航天的经验中已经得出了微量污染物产出量数据，即每千克设备每天产气0.381 mg，航天员污染物排出量为每天320 mg。这些数据可以作为微量污染控制系统设计的参考数据。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

weiliang wuran kongzhi zhuangzhi

微量污染控制装置　trace contaminant control assembly　净除载人航天器舱内大气微量污染物的设备。它的功能是将舱内大气中的微量污染物维持在最高允许浓度标准以下。现代载人航天器已鉴别出的微量污染物种类达214种以上。微量污染物控制系统如图所示。舱内大气以250 L／min的流量进入活性炭床，它可以吸收大量污染物，其中包括氮化物、硫化物和卤素等，炭床浸渍磷酸可以除去氨等物质；空气滤出活性炭床后以70 L／min流量进入高温催化床，氧化器内温度可达到400 °C，在此把有机物氧化成为水和二氧化碳，并把卤素和硫化物转化为酸气（HCl、HF、SO_2）；气体流出催化氧化床经再生热交换器降温，并通过一个氢氧化锂床去除氧化过程中产生的任何酸性副产物。与大气再生系统联合使用，微量污染的净除可以借助二氧化碳净除系统和冷凝水收集系统的作用，吸收氨以及可溶于水的化合物。



微量污染控制系统流程图

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

weiliuxingti yu kongjian suipian huanjing moni shiyan

微流星体与空间碎片环境模拟试验　micrometeoroid and orbital debris ground simulating test　模拟微流星体及人造轨道碎片对航天器超高速碰撞作用的地面试验。微流星体是来源于彗星和行星的在星际空间运动的固体颗粒。其相对于地球的速度在11～72 km/s之间，平均速度约20 km/s。空间碎片是废弃在空间的人造航天物体和它们因爆炸或碰撞而产生的碎片，与航天器的相对速度从相对静止到16 km/s，平均运行速度约11 km/s，尺寸和质量变化范围很大。微流星体与空间碎片环境模拟试验主要是模拟厘米量级和毫米量级的超高速颗粒对航天器的碰撞作用。目前常用的模拟方法有以下7种：(1) 爆炸加速器；(2) 火箭加速器；(3) 多级轻气炮加速器；(4) 等离子体驱动加速器；(5) 电磁加速器；(6) 静电加速器；(7) 激光加速模拟器。微流星体与空间碎片对航天器的损伤主要有以下几种类型：(1) 表面损伤；(2) 穿孔；(3) 局部变形、裂痕或表面脱落；(4) 次级破裂；(5) 灾难性破裂。

（撰写：童靖宇　审订：黄本诚）

weishengwu wuran kongzhi

微生物污染控制　microbiologic contamination control　控制和防止航天乘员舱大气和其他系统微生物繁衍、滋生而造成污染的专用技术。要保持乘员舱大气的清洁卫生，微生物污染控制也应得到重视，特别是对短期有人照料以及长期自主运行的载人航天器，应监视舱内空气中微生物形成的菌群数量。控制方法是把舱内空气引入培养箱中的琼脂培养基，并计量24 h的菌群数量变化。检测中应避免微生物由于培养聚增而污染舱内大气。空间实验室和空间站使用的检测系统必须完全自动化，即能在地面遥测监视，尤其在无人值守期间，地面控制中心要时刻掌握微生物污染情况，以决定是否派员进住。航天乘员舱大气微生物污染控制一般与微量污染物控制合并进行，方法是在活性炭滤器上浸渍消毒灭菌的药物以进行大气卫生处理，但设计上应避免滤器损坏造成舱内污染。此外，载人航天器饮水系统消毒灭菌也十分重要，控制方法有微生物滤器、紫外线照射和添加杀菌剂以及使系统在74 °C工作以进行巴氏消毒。常用的方法主要有添加杀菌剂和微生物滤器两种，添加的杀菌剂主要有氯气、碘和银离子等。美国早期飞船使用氯气注入饮水系统，取得了消毒效果，但也带来严重的问题，最严重的是氯腐蚀燃料电池电极。俄罗斯一直使用银离子杀菌，效果稳定。欧洲人正研究一种臭氧消毒系统。在美国载人航天器上，已逐步用碘取代氯杀菌剂，在供水系统和水处理系统中还使用了微生物滤器。在废物处理系统中也使用了杀菌剂，如载人飞船使用的手持式大便收集器，便后挤破消毒包并揉搓后储存。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

weitedianji

微特电机　small and special electric machine　又称微电机、微马达。功率约800 W以下，直径约160 mm以下或具有特殊性能、特殊结构，在特殊环境条件下使用的电机。微特电机是在普通电机的基础上根据需要发展起来的，原理与普通电机相似。通常按用途可分为控制用微特电机、驱动用微特电机和电源电机。控制用微特电机如自整角机、感应同步器、测速电机、伺服电机、步进电机和电机放大器等；驱动用微特电机如直流稳速电动机、磁滞同步电动机、定时电动机、微波电机和激光电机等；电源电机如基准电压发电机和变流机等。微特电机广泛用于工业、农业、交通运输和日常生活中，在现代化的军事装备和工业自动化中的应用亦日趋广泛，如导弹、雷达、导航、遥控和遥测等方面。随着控制系统和电子技术的发展，出现了很多新原理、新结构和采用新材料、新技术（如集成电路）的微特电机，其发展趋势是与某些学科结合在一起，形成一种多学科的综合技术。

（撰写：马宝国　审订：刘坤山　刘恒振）

weitiao huojian fadongji

微调火箭发动机　vernier rocket engine　又称末速修正发动机。在最后一级主发动机关机后，对火箭的速度和弹道进行精细调整的轴向安装小推力火箭发动机。当主发动机为多次起动时，由于失重的影响，主推进剂贮箱内的增压气体和推进剂组元在滑行段要发生混合。在主发动机再次点火前，要由微调发动机先点火工作，造成一个小的轴向加速度，使推进剂沉底，使增压气体和推进剂组元分离，为主发动机再次正常点火工作创造条件。按推进剂类型可以分为单组元和双组元发动机。单组元推进剂微调发动机的特点是推力室内装有含活性材料的催

化剂，推进剂与催化剂接触后分解生成高温气体从喷管排出，产生推力。单组元推进剂有高浓度的过氧化氢、无水肼以及低冰点的肼、硝酸肼和水的混合物。近年来无毒、低冰点的硝基羟胺基单组元推进剂开始受到重视。双组元推进剂微调发动机采用挤压式推进剂供应系统，常用的推进剂为四氧化二氮和肼类燃料（一甲基肼、偏二甲肼和肼等）。双组元微调发动机比冲大于2845 N·s/kg，工作寿命长，起动和关机响应时间短。由于载人航天器的需求，国外对用无毒的过氧化氢和煤油作为双组元微调发动机推进剂开展了广泛研究，其主要技术关键是在煤油中加添加剂，实现自燃、多次脉冲工作和高浓度过氧化氢的安定性等。该项技术的改进目前已取得重大进展。

（撰写：金贵全　审订：朱森元）

weituoluoyi

微陀螺仪　microgyro　用微加工工艺（光刻和化学刻蚀等）制作出陀螺仪的微型结构件，并结合微电子技术和工艺把相关的电子线路与微型结构集成到一起的陀螺仪。例如，微型光纤陀螺、微型激光陀螺、微硅陀螺（微硅机械陀螺的简称）等都属于微陀螺仪。微型陀螺由于自身体积很小，而且工艺简单，因此适于大批量生产，容易做到低成本。另外，微陀螺仪具有抗冲击能力强和高可靠等特点，因此已在导弹、兵器、车辆、医疗等领域得到成功应用。

（撰写：刘保中　审订：沈铮铮）

weixing dianzi jixie xitong

微型电子机械系统　microelectromechanical system (MEMS)

见微机电系统。

weixing kongzhiqi

微型控制器　microcontroller　为满足某一领域需求而专门设计的专用微处理器。微型控制器是根据其应用范围的要求不同来设计或者优化指令集合的，以满足相应功能要求。例如，专门为导弹制导和姿态稳定控制而设计的微控制器必须具有快速多倍精度运算以及三角函数运算能力；专门为高性能智能接口设计的控制器要有灵活的多重接口处理功能。随着集成电路集成度的大幅度提高以及电子设计自动化技术和仿真软件的不断完善，现代高性能微控制器除了包括高性能处理器外，甚至可以将整个应用系统集成在一个芯片上。为了软件开发的广泛继承性，可在通用处理器或者通用微内核的基础上生成专用功能，从而形成一种新型控制器。这种方法已被普遍采用，将大大缩短开发周期，节省开发成本。面向不同应用及不同算法的各种各样的微控制器，几乎无一例外地都是作为嵌入式应用的核心元件而置于系统中。

（撰写：于伦正　审订：陈作人）

weixing weixing

微型卫星　microsat　用微型化技术制造的人造地球卫星。这种卫星集成化程度高，卫星分系统间没有明显的界限。半导体微型制造技术的发展，突破了微电子技术仅用于制造集成电路的局限，出现了用这种微型制造技术加工各种微机械的全新概念。利用这种技术可以制作数微米的微机械系统；可以将传感器、执行器与控制电路集成在一起，构成可完成各种复杂功能的微型电子机械系统（MEMS），从而实现力学、热学、声学、光学、磁学、生物学以及化学等许多功能。这种微型技术形成了微型卫星的技术基础，使卫星分系统小型化、微型化。微型卫星一般质量为10～100 kg。如果用微型技术使整颗卫星集成化，甚至芯片化，卫星质量可在1～10 kg及以下。它是制造技术实现极小细微尺度，即纳米级尺度的产物，故这种卫星又称为纳（米）卫星或芯片卫星。

（撰写：王景泉　审订：张照炎）

weixing zhilengqi

微型制冷器　micro-refrigerator　小型低温制冷机。它的特点是体积小、质量轻、振动小、可靠性高、与被冷元器件连接方便，但制冷量小。微型制冷器的种类很多，如节流（焦耳—汤姆逊）制冷器、斯特林制冷器、温差电制冷器、固体制冷器、辐射制冷器等。它广泛应用于红外系统和低温电子器件的研制和生产中。微型制冷器的研究和发展方向是降低制冷温度、增加制冷量、缩短启动时间、延长不维修寿命、减少能量消耗、减小质量和体积、减小振动和噪音及降低成本。

（撰写：邓树森　审订：夏春华）

weizhongli huanjing

微重力环境　microgravity environment　天体的引力被与其方向相反的惯性力大部分抵消后，剩余微弱重力的环境。航天器在绕天然星体运动中，航天器的离心力抵消了绝大部分重力，加之航天器内有各种各样的效应可引起类似重力的扰动，故而使得航天器内部呈微弱的重力特征，即是微重力环境一例。航天器的长寿命可创造长达几年的微重力环境，这种环境创造了开展空间产业（材料、生物、制药等）的很好的实验或生产环境。凡是能够产生自由落体的方法和措施，都是可用来进行失重或微重力环境模拟的方法和措施。除航天器外，探空火箭、实验飞机、落管和落塔等也可产生微重力环境。　（撰写：古士芬　审订：都亨）

weizhongli huojian

微重力火箭　microgravity rocket　从探空火箭发展而来、用于产生科研所需的微重力条件的实验火箭。微重力火箭上通常带有一个专用的实验舱。它技术成熟，可靠性高，价格低廉，灵活性好，微重力值相对稳定，但相对航天器而言，微重力实验时间较短。1971年10月，美国首次利用“空蜂”170A火箭进行了微重力材料加工实验的尝试。30多年来，美、德、瑞典、日本和前苏联都相继开展了微重力火箭发展计划，已成功地完成了数百项微重力科学实验研究。目前已发展两种类型微重力火箭：(1) 短时间微重力火箭，实验时间为5～7 min；(2) 长时间微重力火箭，实验时间大于12 min。人们在利用微重力火箭进行微重力科学研究的实践中，已进一步认识到它在未来空间产业开发中的作用和地位。微重力火箭可为空间微重力实验做一些准备和预先试验工作，一些空间微重力实验系统在上天之前可先用微重力火箭进行飞行试验。

（撰写：王向阳　审订：魏其勇）

weizhongli kexue

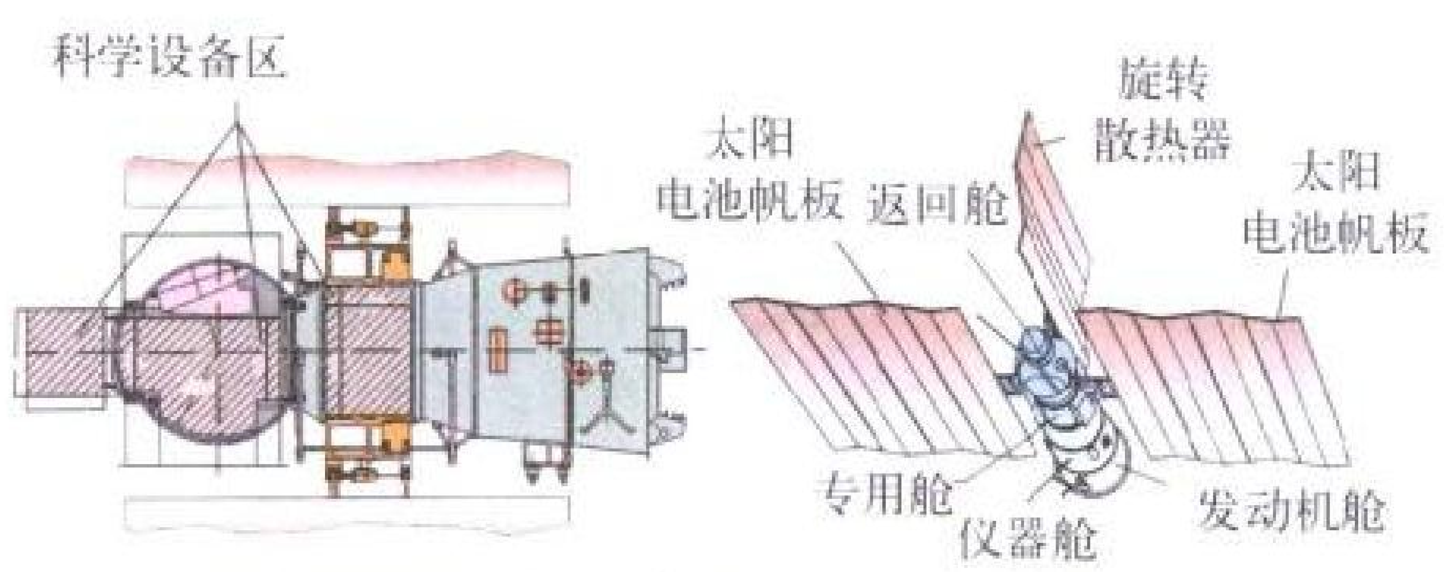
微重力科学　microgravity science　伴随着航空航天技术的发展而产生的一门利用微重力进行科学研究的新兴交叉学科。它主要由3大部分组成：空间流体科学、空间材料科学和空间生物技术。在微重力条件下，由于重力产生的沉降、浮力、对流和静压梯度的影响很小，使得许多地面上被掩盖的流体的次级作用充分显示出来，并产生很大影响。凡是与流体有

关联的工艺过程，无不因空间微重力环境而产生与地面环境不同的结果。空间微重力科学的研究始于20世纪60年代。经过大量的地基实验（主要是地面环境及重力场的作用、短时微重力实验以及微重力实验设备研制等）和空间实验（卫星搭载、航天飞机搭载、空间实验室和空间站等），已经取得了许多重要成果。微重力科学研究现已进入稳步发展的阶段。

（撰写：战再吉　审订：孙力玲　王文魁）

weizhongli shiyan weixing

微重力实验卫星　microgravity experiment satellite　用于进行微重力实验研究的人造地球卫星。微重力实验卫星所进行的研究范围较广，包括微重力条件下的生物学研究和材料加工实验研究。除专门进行微重力实验外，微重力实验卫星也往往用于为载人航天飞行实验作准备。地面落塔、飞机、探空火箭都可进行微重力实验，但这些手段所提供的微重力水平低，时间短（几分钟至十几分钟），而微重力卫星不但可达到较高的微重力水平（$10^{-5}g$），而且能提供几个月甚至几年的微重力实验时间。除美、俄、中3国发射这种专用的返回式卫星外，法国、德国、日本等国也利用美国航天飞机发射、回收这种微重力实验卫星，如欧洲的“尤里卡”和“航天飞机货架卫星”以及日本的“无人空间实验飞行器”，都进行了大量微重力实验。单就微重力实验而言，由于卫星不存在载人航天器中航天员活动的干扰，微重力水平较高。



俄罗斯的“尼卡”微重力实验卫星

（撰写：王景泉　审订：朱毅麟）

weiju

伪距　pseudorange　见电子卷。

weisuijima ceju

伪随机码测距　pseudo-random code ranging　测量伪随机码在传播中的相位延迟从而得到信号传播的时间延迟，乘以光速得出距离的测距方式。伪码测距具有以下优点：伪码的长度（周期）可以很大，从而可获得很大的无模糊测量距离；在信号能量相同的条件下，信号有效带宽越大测距精度越好，而伪码可通过减小码元宽度（即提高码的比特率）来使有效带宽足够宽；伪码的自相关函数具有类似于δ函数的性质，便于捕获和跟踪；伪码中0和1出现次数大概相等，这样有利于提高发射机效率；允许多个信号占用同一频段。从测距原理来看，不管测距信号的具体形成如何，其测距原理是相同的，即只要测出回波时延（测距信号的传播延迟）就可确定目标距离。实际的测距过程由两个阶段组成。首先通过相关试探方法，在相位上捕获测距信号，该阶段所需时间为捕获时间。为了达到连续测距的目的，就必须使本地码的相位跟随输入的测距码的相位变化，以保持同相状态，这个过程称为跟踪。

（撰写：郭建宁　审订：范士明）

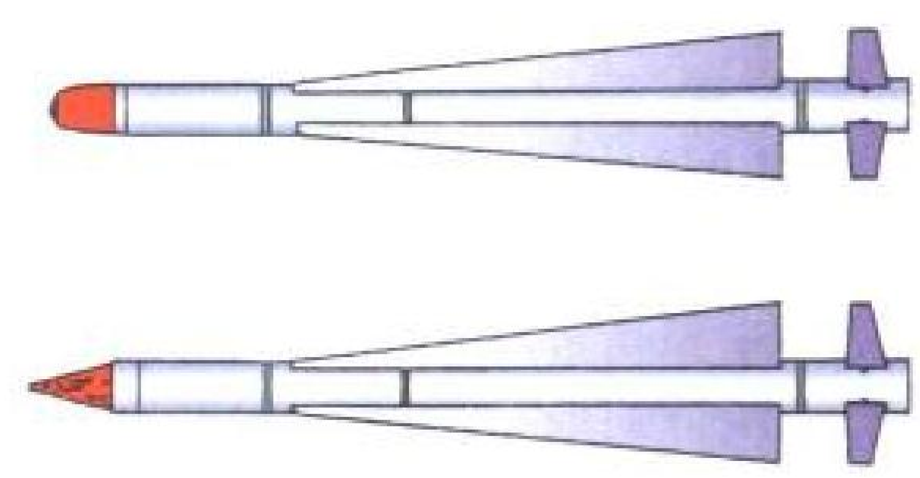
weibu tianxian

尾部天线　rear antenna　又称直波天线。在半主动寻的制导系统中，安装于导弹尾部，用来接收照射雷达直射波的天线。在某些导弹系统中，在导弹的初始飞行阶段，尾部天线接收照射雷达天线的能量获得直波信号。为了有效地接收照射雷达的直波信号，尾部天线的方向图应较宽。适宜上述要求的天线主要形式有喇叭天线、介质棒天线、螺旋天线、各种表面波天线和微带天线等。采用低增益、宽波瓣和圆极化的尾部天线是克服导弹弹体滚动和大气水滴干扰的有效方法之一。

（撰写：梁棠文　李辉　审订：王子滨）

weiyi kongzhi buju

尾翼控制布局　tail control configuration　又称正常式布局（见图）。控制尾翼（或舵面）在主翼之后，位于弹身尾部的布局形式。尾翼控制布局由于尾翼距重心远，力臂大，尾翼偏转产生的俯仰与偏航力矩很大，控制效率很高。又因这种布局形式



尾翼控制布局导弹外形示意图（上：红外型；下：雷达型）

尾翼偏角的方向必须与迎角方向相反，使尾翼的总迎角和载荷减小，从而降低了铰链力矩。尾翼控制布局的缺点是舵机安装困难，并因为力臂太短，且前面有很大的弹翼，会引起相当大的气动诱导滚动力矩，故不适宜进行滚动控制，因此必须另设滚动控制面。

（撰写：刘恒振　审订：宣平）

weisheng shebei

卫生设备　hygiene facility　载人航天器上为航天员提供卫生保障的设备。早期的载人飞船卫生设备十分简单，现在的多人长期空间站等大型载人航天器则设备较为齐全，其卫生设备主要包括卫生间、淋浴设备和洗手设备等。卫生间里主要设置个人卫生及废物处理设备，卫生间的设计要求是设置男女乘员都能适用的大小便器，能够控制臭味，抑制臭气外溢，并为乘员提供隐蔽、清静及不受干扰的处所。从“天空实验室”起，载人航天器开始设置淋浴设备。它是一种折叠式的装置，撑起和折叠都比较麻烦，航天员不经常使用，且在使用时，每次淋浴水的配给量仅为4 L，乘员在使用中难以掌握水量。现代的淋浴设备比较完善，使用淋浴喷头使乘员周身都能得到清洗，淋浴间密闭良好，内壁光滑，内部整洁，航天员淋浴完毕可从侧门进入卫生间，擦干身体，穿好衣服。卫生间配备有牙具及个人卫生和清洗设备。洗手设备是最常用的设备，一般设置在厨房，并配有专用的皂液配给器和给水计量装置，两者都可以手动调节配给量。洗手后的卫生废水由航天员通过脚踏开关启动放水阀，由水/气分离器的动力装置连同空气一起抽出，然后由水/气分离器把水和空气分离，废水流入废水箱处理待用，空气流回舱内大气。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

weixing caoyuan senlin jianhu

卫星草原森林监护　monitoring and protecting grassland and

forests by satellite　利用卫星所获取的遥感信息，对草原与森林资源的类型、分布、面积、蓄积生物量、健康状况及灾害进行监测与评估的技术。该技术包括遥感数据的获取、地面实况的收集、辐射校正、几何校正、图像增强与处理、图像的目视解译或计算机自动分类、草原森林地理信息系统的建立、专题图件与统计报表输出、资源与灾害评估分析、预测预报、信息传输与发布、防灾减灾的辅助决策等流程。随着卫星遥感器类型的增多和分辨率的提高，有可能进一步定量地测定树木的高度、树冠直径、林分密度等因子。目前用于草原森林监护的卫星系列有：中国的“风云”1号卫星、美国的“诺阿”气象卫星和“陆地卫星”、中、巴合作的“中巴地球资源”1号卫星、法国的“斯波特”卫星、俄罗斯的SPIN−2、加拿大的“雷达卫星”、印度的“印度遥感卫星”、日本的“日本地球遥感卫星”、欧洲的“欧洲遥感卫星”以及美国的“伊克诺斯”卫星等。

（撰写：蔡登逵　审订：叶荣华）

weixing ceju

卫星测距　satellite ranging　测量卫星到地面某点距离的技术。卫星测距有无线电测距和激光测距两种方法。无线电测距利用地面测控站向卫星发射并接收经卫星转发的射频信号，通过测量收发信号的延时来测定星地距离。无线电测距技术分为侧音测距、伪码测距和混合测距等技术。侧音测距是地面测控站向卫星发射并接收卫星转发的多个正弦波（侧音）调制信号，通过测量收发信号之间的相位延迟来测定星地距离。伪码测距是地面测控站向卫星发射并接收卫星转发的伪随机码调制的射频信号，通过测量收发信号之间码位延时来测定星地距离。混合测距是地面测控站向卫星发射并接收经卫星转发的多个正弦波（侧音）和伪随机码调制的射频信号，通过测量收发信号之间的码位和相位延迟以测定星地距离。卫星测距时，星上需装载应答机。高精度测量系统中，应答机以相参应答（与收发信号相位相关）方式工作；中精度测量系统中，应答机以非相参应答方式工作。激光测距是利用地面激光雷达和星上激光反射镜，通过测量激光束往返传播的时间来测定星地距离。

（撰写：吴开林　审订：覃正熙）

weixing chengxiang tupian

卫星成像图片　satellite imaging photograph　利用卫星上装载的摄影机或其他遥感探测器获取的地球表面图像资料。测地卫星图片通常有画幅式摄影图片、全景摄影图片、多光谱摄影图片、超光谱摄影图片、线阵CCD光电成像图片、面阵CCD光电成像图片以及雷达成像图片等。按用途，可分为测图卫星图片和侦察卫星图片两大类。测图卫星图片的特点是已知内方位元素，构像质量好，几何精度高，几何关系简单，利于测量和处理，主要用于测图定位。侦察卫星图片注重空间分辨率，对图片的几何精度要求低。现在光学照相侦察卫星的图片除了全色相片外，还向多光谱发展，以增加波谱分辨能力。

（撰写：刘品雄　审订：常际军）



美国“伊克诺斯”卫星拍摄的各地图像

weixing dadi celiang

卫星大地测量　satellite geodesic technique　利用人造地球卫星进行地面点定位以及地球形状、大小和重力场测定的测量方法。用于大地测量的卫星装载的有效载荷有无线电信标机、雷达测高仪、重力梯度仪和卫星跟踪卫星的测量系统等。卫星大地测量在原理上分为几何法和动力法。将卫星作为空间基准目标，由几个地面站同步观测，即可按三维三角测量法计算这些站的相对位置，实现远距离的大地联测，这种方法称为卫星大地测量几何法。如果将卫星作为对地球引力场的敏感器，观测卫星运行轨道的摄动，可以推算地球形状和引力场参数，同时可以精确计算卫星轨道和确定地面站的坐标。由于卫星沿着以地球为质心的轨道运行，所以这样测定的地面站坐标是相对于地球质心的绝对位置。这种测量方法称为卫星大地测量动力法。卫星大地测量在理论、观测方法和观测精度等方面，还有待于进一步提高和完善。目前正在发展和应用的卫星大地测量技术有全球定位系统、卫星射电干涉测量系统、卫星重力梯度测量和卫星跟踪卫星技术等。

（撰写：卢福康　审订：刘品雄　常际军）

weixing dadi celiangxue

卫星大地测量学　satellite geodesy　研究利用人造地球卫星进行地面点定位以及地球形状、大小和重力场测定的理论和方法的学科。人造地球卫星的出现，给大地测量带来了巨大变革。卫星大地测量学可以解决常规测量中长期难以解决的问题。20世纪60年代，利用人造地球卫星的观测数据求出了较精确的地球引力场模型和分辨率达几百公里的大地水准面起伏。70年代“子午仪”卫星多普勒观测技术的广泛应用，测定了遍及全球的地面站的地心坐标。激光对卫星测距达到了厘米级精度，并制成了流动式激光测距仪，可以测定地面站精确位置、极移和地球自转的短周期变化。利用测地卫星的星载雷达测高技术，首次成功地测定了海洋表面形状，从而可以比较精确地推求全球大地水准面。卫星大地测量使得地球形状、大小和地球重力场的测定精度获得了极大的提高，实现了更精确的地面定位。这在国防和人民生活中都有着重要意义。进行卫星大地测量的仪器多种多样，如雷达测高仪、重力梯度仪等。

（撰写：卢福康等　审订：古士芬　都亨）

weixing daohang

卫星导航　satellite navigation　通过地球上运动物体携带的接收机接收导航卫星系统发播的无线电编码信号，求得运动物体的位置和速度，以实现导航的方法。美国“海军导航卫星系统”（NNSS）于1964年1月交付使用。系统由6颗低轨道卫星组成，两个发射频率分别接近400 MHz和150 MHz，卫星距地面的平均高度约1100 km，绕地球运行一周需107 min。用户航行时的定位精度为0.2～0.5海里，定点多次求均值精度可达到几十米。NNSS卫星运行的轨道都通过地球南北极上空，与地球子午线一致，因此又称为“子午仪”系统。前苏联20世纪70年代建成类似“子午仪”的“奇卡达”卫星导航系统。美国和前苏联随后又分别发展了新一代的卫星导航系统

GPS和GLONASS（分别见全球定位系统和全球导航卫星系统）。

它们的定位原理是：导航卫星连续地向地球表面发射经过编码调制的连续波无线电信号，包括卫星信号的准确发射时间和卫星在空间的准确位置。卫星导航接收机在接收到卫星发出的信号之后，测量出信号在空间的传播时间，从而求出接收机与卫星之间的距离。用户接收机一般不可能有十分准确的时钟，因而测出的距卫星的距离也不准确，这种距离称为伪距。只要接收机能测出距4颗卫星的伪距，即能求出接收机的位置并得到准确的时间。在接收到的卫星信号的载频中会有多普勒频移，其大小和正负取决于用户运动的速度和方向。对4颗导航星的多普勒频移进行观测，便可求得用户的三维速度和对应的本地时钟的频偏。卫星导航系统一般由空间部分、地面控制部分和用户设备组成。空间卫星发播导航信号，地面控制部分跟踪所有的卫星，进行轨道参数和卫星钟差测定，并将轨道修正参数和钟差数据编排成电文注入卫星。它也有控制卫星姿态、进行轨道保持并控制定位精度的作用。卫星导航主要可用于海、陆、空导航、定位和授时以及搜寻和救援行动。利用附加的其他卫星对GPS和GLONASS进行增强的系统正在研制中。

（撰写：郭建宁　审订：柳东升）

weixing daohang xitong canshu

卫星导航系统参数 satellite navigation system parameter 卫星导航系统使用的参数，包括卫星的星历表、系统时间、卫星钟漂参数、状态信息和测距伪码信息等。这些参数由导航系统控制站生成，用户可使用其作定位、测速和授时计算。上表以“全球定位系统”（GPS）为例，说明一般卫星导航系统的导航参数的需求情况和所提供的信息。导航参数传递到用户后，可以用来计算导航星的位置，修正钟差和电离层延迟，估算出用户至导航星的距离，最终推算出自身的位置。

导航参数的需求情况

需　求	GPS导航参数提供的信息
精确的卫星位置	修正的开普勒模型，提供卫星的精密星历
发射时的精确卫星时间	卫星时钟误差模型和相对论改进
粗捕获码辅助精确捕获	利用交接字辅助跟踪精测码
导航星的概略位置	历书给出全部导航星的概略位置、时间和卫星的健康状况
时间传递信息	导航星系统时间到世界协调时（UTC）的转换参数
单频用户的电离层改正	电离层随时间和地域而变化的近似模型
导航信号／数据的质量	传送用户测距可能得到的精度量化标志

（撰写：郭建宁　审订：柳东升）

weixing daohang zhuruzhan

卫星导航注入站 satellite navigation ground antenna 负责导航信息的上行、遥测信息的下行和指令的上行的地面站。通过注入站上行的卫星导航系统产生的信息有各个导航星的星历、卫星钟差、大气层的修正参数、调整偏离轨道的卫星及启用备用卫星以代替失效的工作卫星的控制信息等。注入站一般由天线、频率源、高功率发射机和接收机组成。选择站址时要考虑能跟踪到所有的导航星。各注入站间利用通信连接，在原子钟和计算机的驱动和精确控制下，各项工作可实现高度的自动化和标准化，可以无人值守。站上有遥测功能，可进行自诊断和故障报警。所有的导航信息和指令都由注入站上行，工作频段为S或C频段，采用全双工工作方式。注入上行的时间则由整个导航星地面站来规划和控制。

（撰写：郭建宁　审订：柳东升）

weixing dici celiang

卫星地磁测量 geomagnetic measurement on satellite 把磁强计放在航天器上进行的地磁测量。卫星磁测技术发展迅速，由于计算机存储部件的使用，早已能够获得整个卫星轨道上的磁场数据。前苏联发射的“人造地球卫星”3号是世界上第一颗测量地磁场的卫星，它上面装有磁通门矢量磁强计，得到了磁场总强度的结果。1979年10月30日美国发射一颗地磁测量卫星，它的轨道通过两极上空，能够覆盖整个地球表面。卫星上除装有光泵磁强计和磁通门矢量磁强计外，还装有星象照相机，能较准确地确定卫星飞行的姿态，因而较准确地进行了地磁三分量的全球测量。卫星磁测使得人们在很短的时间里，就可以取得某段时间内的整个地球磁场的资料。根据合适轨道的卫星长期磁测的资料，可以建立全球范围的地磁场模型，如国际参考磁场模式；研究地磁场的空间结构和时间变化；研究全球范围的磁异常情况；还可以用于飞行器的姿态测量。卫星磁测是空间环境监测的重要组成部分之一。

（撰写：安振昌　黄鹤龄　审订：古士芬　都亨）

weixing dimian baozhang tongxin xitong

卫星地面保障通信系统 earth supporting communication system for satellite 为保障卫星发射、在轨运行以及成功返回所建立的地面通信网络。地面保障通信系统主要完成卫星发射场至测控中心、各测控站（包括固定站、活动站及海上测量船站等）至测控中心以及测控中心至上级机关的指挥调度电话的传输和测量数据的传输。在我国，这一系统经历了从架空明线、短波单边带、微波中继通信到卫星通信的较长发展过程。随着航天及通信事业的发展，特别是卫星通信及光纤通信的出现，卫星发射、在轨运行及管理的通信系统逐步向专门化方向发展，现在已建立了独立的航天通信网。航天发射和管理通信网的形成，使卫星发射及运行管理在通信方面有了充分保障。（撰写：邝振勋　审订：郑松辉）

weixing dizhen yubao

卫星地震预报 earthquake prediction by satellite 利用星载仪器设备获取的信息进行的地震预报。地震预报按时间区分，可分为长期、中期、短期及临震预报等。根据地震发生前异常的不同表现，预报地震的方法有所不同。归纳起来卫星地震预报的方法有卫星激光测震法、“全球定位系统”（GPS）定位测震法、干涉雷达图像测震法、卫星热红外信息预报地震法、地震波测量定位法、观测电离层异常测震法等。卫星激光测震法和GPS定位测震法以地球板块运动理论为基础，是以精测板块移动作为预报地震背景资料的方法，通过精确测量地面数百平方千米范围内的地壳相对变化来预报地震。这些方法可以进行地震的中长期预报。利用星上的干涉雷达图像监测地壳变化，并结合其他资料，可以进行中长期地震预报。利用卫星获取的热红外图像或微波辐射计获取的数据，进行地震前兆热异常分析，并结合其他地震、地质资料，可进行地震发生前几天到几十天的临震和短期预报。地震波测量定位法和观测电离层异常测震法是基于电磁波理论观测电离层异常的测震方法，可以进行地震发生前几小时的地震预

报，如俄罗斯研制的地震预测卫星。对于大地震，在地震发生前会在几百万平方千米的范围内出现异常，卫星可以获取较大范围内的异常信息，这是任何其他方法不能比拟的。然而，地震发生前的异常是十分复杂的，目前人们还没有完全掌握它。（撰写：李玲芝　审订：徐　京）

weixing dianshi jiaoyu

卫星电视教育　television education by satellite　通过通信广播卫星或直播卫星和地面电视网进行教育的手段和方式。例如北京某中学教师正在给学生上数学课，教室后墙右上角上一台摄像机正对着教师及黑板，摄像机摄取的图像和声音信号，实时传送至卫星通信地球站并发向卫星。假如在卫星天线覆盖区内的某地，如新疆喀什某中学设卫星电视单收站，收下该教学节目并送至课堂用电视机显示出来，即可供学生收看、学习。当然，在覆盖区内的任何其他地方也都可以同时收看这堂教学课。卫星电视教育不仅适合于普通学校，也适合于成人教育及各种各样的专业培训。发展卫星电视教育的主要目的，在于推动教育事业的发展，提高教学质量和教学水平，特别是提高边远地区、教育水平不高地区的教学质量和水平。卫星电视教育具有强大的生命力，发展前景非常广阔。



中国教育电视台卫星信号北京上行站

（撰写：邝振勋　审订：郑松辉）

weixing duopule guance

卫星多普勒观测　satellite Doppler observation　利用卫星上装载的无线电发射机或转发器（应答机），向地面发射或转发（反射）电磁波信号，地面站通过接收测量电磁波信号的多普勒频移和卫星星历参数，并根据测站位置测定地表状态及其变化的过程。卫星多普勒观测是全天候、全球性观测，测站之间无需通视，间距可达千余千米，所用仪器轻便，作业简单。在天文大地网中，适当布置这种测站，可以检核和改善网的质量及联测各地局部大地坐标系并转换为全球统一的地心坐标系。在大地点稀少、荒漠和隐蔽地区，利用观测数据可以进行低等级和加密控制测量。利用卫星多普勒观测数据，还可推算地球引力场系数、大地水准面起伏、地极移动参数、地球自转速度变化以及板块运动等。

（撰写：王绍强　审订：周成虎）

weixing fenxitong

卫星分系统　subsystem of satellite　用以完成卫星某一主要功能的星上部件、组件的组合。卫星分系统可分为有效载荷系统和服务（保障）系统两类。有效载荷系统是指与卫星所执行的任务直接有关的遥感分系统、侦察分系统、通信分系统、导航分系统、测地分系统、探测分系统和数据传输分系统等。遥感分系统是遥感卫星（地球资源卫星、海洋资源卫星等）的有效载荷，如可见光相机、红外CCD相机、多光谱相机等。通信分系统是通信卫星的有效载荷，如通信转发器和通信天线。侦察分系统是侦察卫星的有效载荷，如可见光相机（接收器件有胶片和CCD器件等）。导航分系统是导航卫星的有效载荷，如卫星时钟、导航数据存储器、数据注入接收机等。服务（保障）系统是保障卫星有效载荷正常工作的卫星分系统，包括结构与机构分系统、热控制分系统、姿态和轨道控制分系统、测控分系统、数据管理（星务管理）分系统、电源分系统、总体电路分系统、返回分系统和压力控制分系统等。卫星的任务和功能不同，服务（保障）系统中分系统的组成就会有所差别，性能指标也会有所差别。（撰写：吴开林　审订：常际军）

weixing genzong weixing jishu

卫星跟踪卫星技术　satellite-satellite tracking technology　通过一颗或若干颗卫星对另一颗卫星进行跟踪，测量卫星之间的相对位置以进行重力场探测的技术。目前卫星跟踪卫星技术包括两种技术模式，一种是高—低模式，即由若干颗高轨同步卫星跟踪低轨卫星的轨道摄动来确定扰动重力场；另一种是低—低模式，即通过测定在同一低地轨道上两颗卫星（相距约200 km）之间的相对速率变化来确定地球重力场。卫星跟踪卫星技术被认为是21世纪初最有价值和应用前景的高效重力探测技术之一，其主要科学目的包括：(1)测定地球重力场的精细结构及长波重力场随时间的变化；(2)以全球尺度精密测定磁场；(3)全球大气层及电离层探测。这一技术的实施对现代地球科学在研究地球岩石圈、水圈和大气圈及其相互作用领域具有重大贡献。该技术已成为当今物理大地测量研究的前沿和热点。国外自20世纪70年代末就开展卫星跟踪卫星技术的论证，包括对误差源、技术模式、数据处理的理论和方法等进行了大量的数值模拟实验和分析。经过20余年的研究，卫星跟踪卫星技术已趋向成熟和实用。欧洲空间局和美国航空航天局将陆续发射具有测定地球重力场能力的卫星，如“挑战性迷你卫星有效载荷”（CHAMP）、“重力恢复与气候实验”（GRACE）和“重力场与静态洋流探测器”（GOCE）等卫星。其中CHAMP是用于地球物理研究的小卫星，采用高—低卫星跟踪卫星技术模式，已于2000年7月15日从俄罗斯的普列谢茨克航天发射场成功发射。GRACE卫星探测计划同时采用高—低和低—低卫星跟踪卫星技术模式，计划在2001年从俄罗斯的普列谢茨克航天发射场发射。GOCE卫星探测计划同时实施高—低卫星跟踪卫星技术模式和卫星重力梯度测量技术，预计于2005年发射。这一系列卫星计划的实现，将使地球重力场的研究进入新的境界。

（撰写：刘品雄　审订：常际军）

weixing gongzuo shouming

卫星工作寿命　operating lifetime of satellite　人造卫星在运行轨道上完成预定任务的实际正常工作时间。卫星工作寿命是卫星的主要技术指标之一。卫星发射入轨后，通过星上自主控制和地面遥控等手段，按规定的程序进行工作，使

其在实际正常工作时间内完成预定任务。卫星在轨道上实际正常工作时间的长短和卫星的可靠性有密切的关系。卫星是一个复杂的航天工程系统，对于一个串联系统来说，其中一个单元失效，就会引起整个卫星系统的故障，使卫星不能正常工作。卫星的组成单元越多，环境条件越恶劣，储存的时间越长，就越会影响卫星的工作寿命。为了达到卫星在轨道上的正常工作时间的要求，在卫星设计、制造、试验及使用的全过程中必须进行全面质量管理。

（撰写：吴开林　审订：常际军）

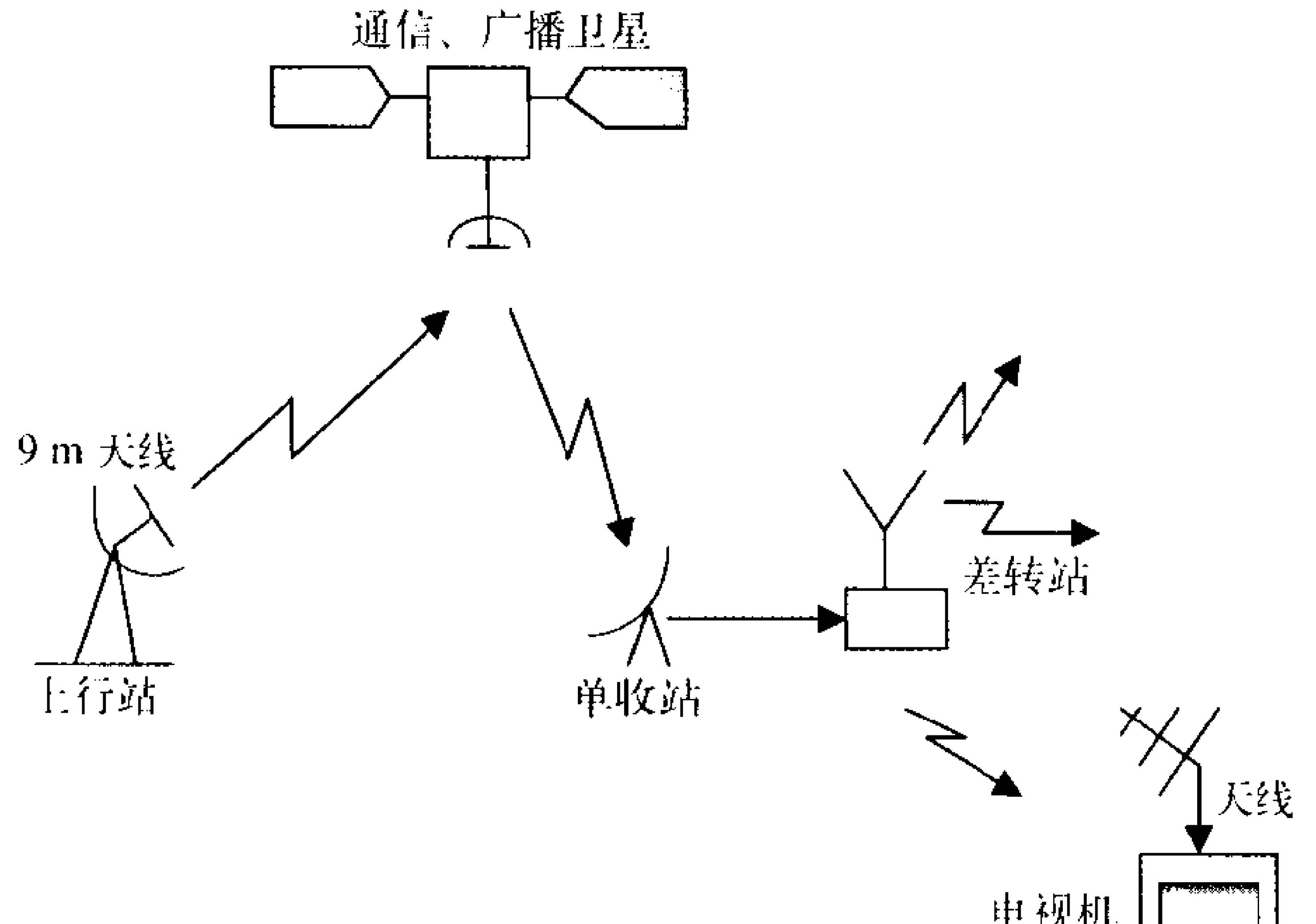
weixing guangxue guance

卫星光学观测　satellite optical observation　将可见光和近红外遥感器装载于卫星平台上而实施的对地球或其他天体的观测。可见光和近红外遥感数据经过处理后可应用于各个领域。卫星光学遥感可得到具有很高分辨率和判读与制图性能的黑白全色或彩色影像。目前卫星光学遥感在成像方式上已经发展为包括黑白摄影、红外摄影、彩色摄影、彩色红外摄影及多波段摄影和多波段扫描等多种方式，其观测能力得到极大提高。卫星光学观测可以提供全球性、重复性的连续对地观测数据，其光学遥感技术在生态学、地质学、水文学、海洋学、天文学、环境科学等领域中应用潜力十分巨大。

（撰写：王绍强　审订：周成虎）

weixing guangbo he dianshi zhuanbo

卫星广播和电视转播　satellite broadcasting and television relay　通过卫星和差转台（站）进行的电视及声音广播。卫星广播和电视转播与卫星直播系统的区别在于：卫星广播和电视转播多为C频段，卫星等效全向辐射功率（EIRP）比卫星直播系统的EIRP要小10 dB左右。单收站天线口径为集体接收类型，通常在3 m以上，一般不能直接由家庭接收，需要差转台（站）转播才能接收。上行站的功能与卫星直播系统相同。差转台（站）将接收到的卫星调频（FM）电视（或PSK数字压缩编码加密电视）解调（解压缩、解密）后，在常规地面广播电视发射频率（48.5～700 MHz）上，将图像和伴音分别以调幅（AM）方式和FM方式进行再调制、变频、放大，然后以无线方式发射出去供用户接收。差转台（站）也可以通过有线方式把电视节目送给用户。

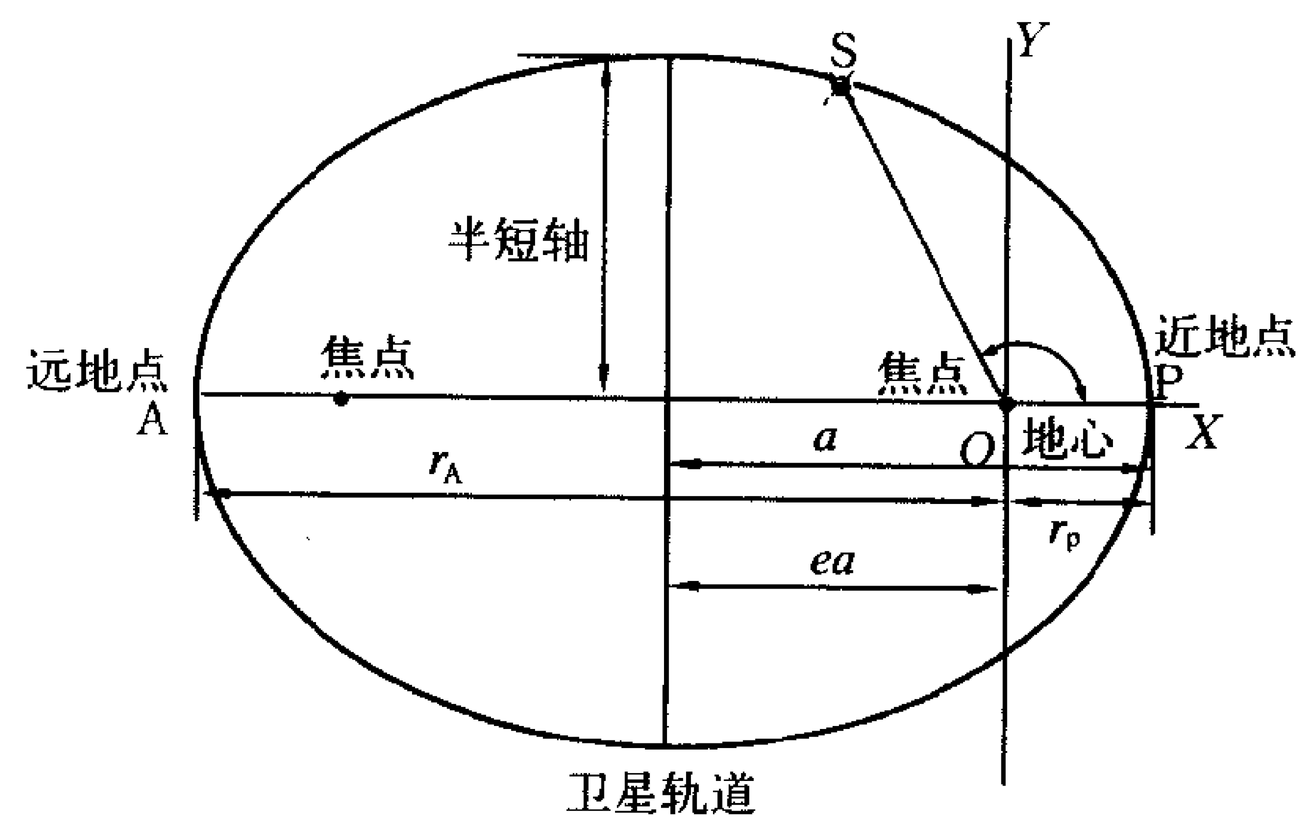


卫星广播和电视转播示意图

（撰写：邝振勋　审订：郑松辉）

weixing guidao

卫星轨道　orbit of satellite　从末级火箭推力中止到卫星陨落（或返回地面）前，卫星质心运动的轨迹。卫星轨道分运行轨道和返回轨道。卫星运行轨道决定于卫星入轨点的位置和速度。它是一条与开普勒椭圆轨道相差很小的复杂曲线。椭圆轨道的开普勒要素有6个。它们决定轨道的大小、形状和空间的方位，同时给出计量运动时间的起算点。这6个要素为轨道半长轴 a；轨道偏心率 e；轨道倾角 i；升交点赤径 Ω；近地点幅角 ω；过近地点时刻 t_p 或平近点角 M。图为轨道平面内的椭圆轨道要素。根据轨道变化规律，可以设计出太阳同步轨道、地球静止轨道、极轨道、回归轨道等实用轨道。返回轨道是返回舱或回收舱从制动发动机工作到着陆过程中其质心运动的轨迹。返回轨道分为离轨、过渡、再入和着陆4个阶段。卫星返回一般采用弹道式返回。弹道式返回时，返回舱进入大气层后不控制升力，沿着单调下降路线返回地面。这种返回技术比较简单，但返回过载大，落点的精度比较差。



轨道要素的平面关系

（撰写：吴开林　审订：刘品雄　葛之江）

weixing guidao shouming

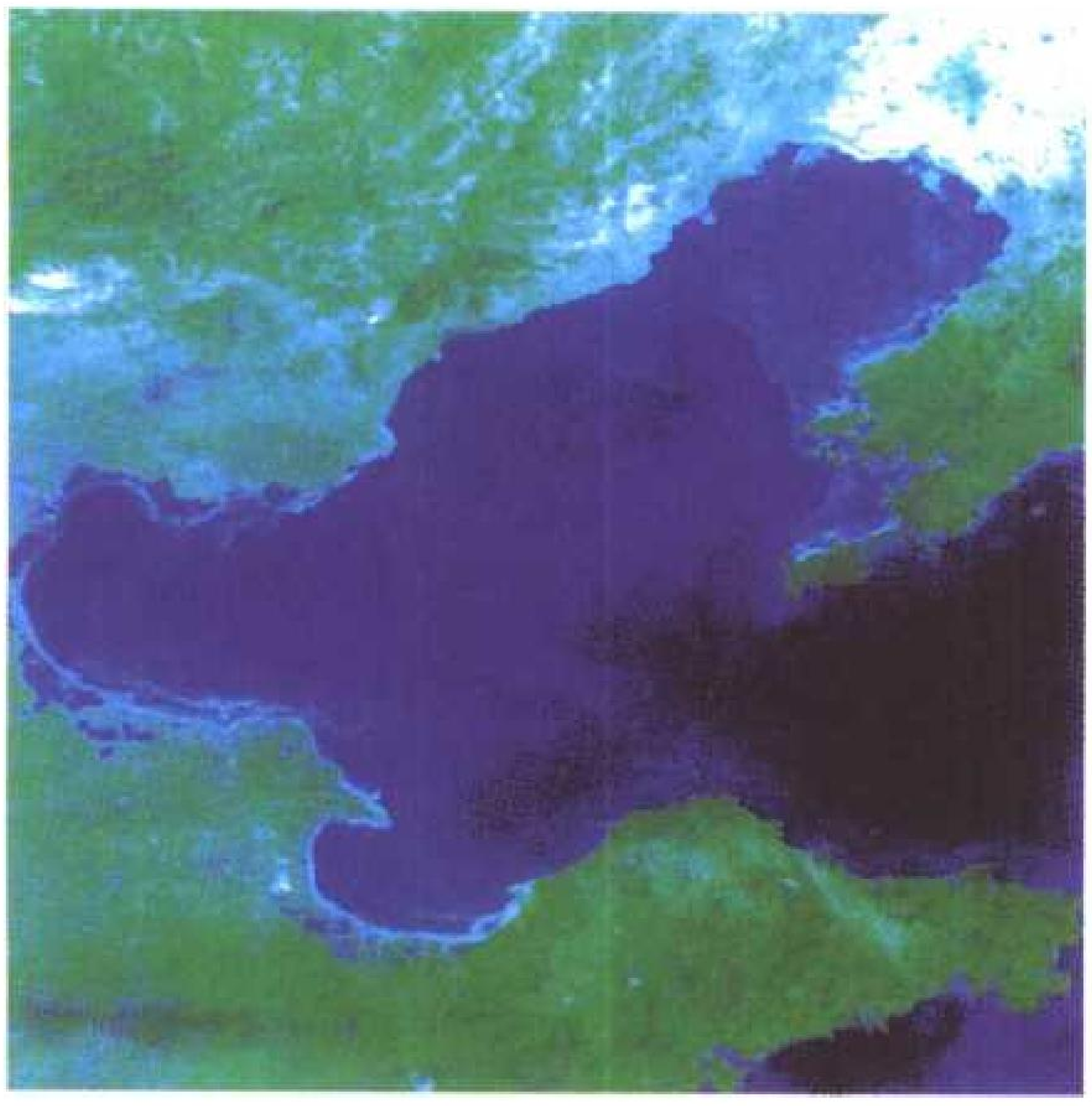
卫星轨道寿命　orbit lifetime of satellite　卫星在轨道上存留的时间。它是从卫星进入预定的目标轨道到陨落为止的时间间隔。近地轨道卫星的轨道寿命取决于大气阻力。在大气阻力作用下，卫星的实际轨道是不断下降的螺旋线（不考虑卫星在轨运行时采取轨道保持措施）。当卫星下降到110～120 km的近圆形轨道时，大气阻力使卫星迅速进入稠密大气层而烧毁，也有一些残骸返回地球表面。大气阻力与卫星的形状、质量、体积大小有关。一般地说，面积质量比大的卫星受到的阻力大，寿命也短。卫星轨道高度越高，大气阻力越小，寿命也就越长。超过1000 km高度的卫星，轨道寿命可能达千年以上。高度在160 km左右的卫星，轨道寿命只有几天甚至几圈。影响大气阻力的因素比较复杂，使卫星轨道寿命的计算误差很大，难以精确计算。近地轨道卫星对轨道特性有严格的要求，一般都采取轨道保持措施来抵消大气阻力的影响，使卫星在完成任务之前不会陨落。大椭圆轨道（近地点几百千米、远地点十万甚至几十万千米）仅用大气阻力来计算时，它们的寿命是很长的，而实际寿命有时也很短，这是太阳引力和月球引力作用的结果。这样的卫星可通过选择发射时间和轨道机动的办法延长轨道寿命。

（撰写：李颐黎　吴开林　审订：常际军）

weixing haibing jiance

卫星海冰监测　sea ice monitoring by satellite　利用卫星上的遥感仪器对海冰进行的监测。它可以获得大范围、连续、大

面积同步的资料，与岸站、岸基雷达、海上平台、船舶、破冰船巡航、航空遥感、飞船等观测资料相结合，可得到丰富的海冰信息。可见光与近红外监测主要利用冰的反射特性得到冰的信息；热红外遥感则利用冰水热辐射得到海冰海水温度；微波辐射计利用微波辐射强度得到冰水不同的亮温。合成孔径雷达是一种新型的主动微波遥感器，它具有全天候、全天时和分辨率高的特点，在探测海冰方面有着广泛的应用，可得到更为丰富的海冰参数，与其他同步资料相结合，可以对海冰动力学进行更为详细的研究。通过多种卫星资料可提取和分析多种海冰参数，包括海冰的覆盖范围、外缘线、密集度、漂移、冰厚、冰温、冰类型、尺度大小、粗糙度与纹理结构、冰的消长、冰间水道和冰边缘动力状态等。



“风云”1号卫星拍摄的海冰（沿岸浅蓝色区）监测图

（撰写：刘建强　审订：黄润恒）

weixing haitu cehui

卫星海图测绘　satellite mapping of marine map　根据航海和开发海洋的需要，以海洋及通航的江河、湖泊为主要描绘对象，利用卫星探测的要素为主，辅以常规资料而专门进行的一种地图绘制。它将地球表面海洋、江河、湖泊及其毗邻陆地自然要素（海底、海岸地貌、礁石、浅滩、陆地水系）和社会要素（助航设备、海区界线、港区建筑、居民区、交通网等），按一定的投影方法和比例关系，用一定的符号、颜色和注记，综合测绘于平面图纸上。海图可分为海洋总图、航海图、海岸图、港湾图和其他专题海图。海图一般采用墨卡托投影绘制，在其上标示海洋水文（深度、洋流、水温、盐分、浮冰等）、海底地貌、海岸性质、航海要素（如沿岸显著目标、航路标志、航行障碍物、地磁偏差）等。卫星遥感影像在海图测绘方面有特别重要的意义。可用于海图测绘的遥感卫星有海洋卫星及陆地卫星等。利用卫星资源可准确地绘制海岸地貌、浅海底地貌、海流边界、海面温度、海水深度、波浪状况、浮游生物区和生物总量、盐分、海洋污染物和污染程度等。

（撰写：林明森　审订：黄润恒）

weixing haiyang guance xitong

卫星海洋观测系统　satellite oceanic observation system　由海洋卫星、地面系统与业务应用系统组成的用于监测、分析和研究海洋要素及其变化规律的系统。海洋卫星按其用途可以分为综合性海洋环境卫星和专用海洋卫星。综合性海洋环境卫星采用尽可能多的可见光、红外和主动与被动微波遥感器，能够为大多数海洋卫星用户提供广泛的多学科的观测资料；专用海洋卫星则利用单一或两个高精度或高分辨率遥感器，为较小范围的海洋用户提供更为精确的遥感数据。地面系统包括数据接收与测控站、数据处理与存档分发系统、海上试验场（定标与真实性检验）以及业务运行与应用系统。业务应用系统是将卫星遥感产品转化应用于海洋业务部门的设备和设施的总称。业务应用系统将卫星遥感产品与海洋科学模式相结合，用于实时监测和研究海洋水色环境、海洋动力环境、海岸带、海岛及其动态变化规律，为海洋灾害预报和预警、海洋资源调查、环境监测和海洋开发与保护、海洋权益维护和海上军事活动等服务。

（撰写：刘建强　审订：黄润恒）

weixing haiyang huanjing jiance

卫星海洋环境监测　satellite monitoring of marine environment　利用卫星上的遥感器对海洋环境进行的监测。海洋环境是一个非常复杂的系统，通常海洋环境要素包括海水、沉积物、海洋生物及海面上空大气等。海洋环境监测是指在设计好的时间和空间内，使用统一的、可比的采样和检测手段，获取海洋环境要素资料，以阐明其时空分布、变化规律及其与海洋开发、利用和保护之间的关系的全过程。随着高新技术的发展，海洋环境监测除了常规的走航式调查、布放浮标及台站直接测量外，航天遥感监测已逐渐成为不可缺少的手段。20世纪后期全球发射了大量专门的海洋环境监测卫星。利用卫星平台可对海洋环境的海水水色、水温、海洋动力环境、海洋生物量及海面上空大气进行全方位的测量。卫星海洋监测具有全天时、全天候和大面积同步的特点。对时刻变化的海洋，卫星遥感实际上已成为20世纪90年代以来进行全球大尺度近似同步的海洋环境监测的重要手段。

（撰写：林明森　审订：黄润恒）

weixing haiyang jianshi

卫星海洋监视　satellite oceanic surveillance　利用卫星上的各种遥感设备监视海上舰船和潜艇活动，侦察舰船上的雷达信号和无线电通信信号以及获取图像信息的技术。通过卫星海洋监视，能有效地探测和鉴别海上舰船，并准确地确定其位置、航向和航速。卫星海洋监视任务可以由被动型的电子侦察卫星组成星座，例如美国的“白云”系列。“白云”星座由4组、每组4颗卫星组成一个卫星网，用时差法确定目标的精确位置。也可由被动型的电子侦察卫星和主动型或被动型的成像侦察卫星组成海洋监视系统，用电子侦察技术初步确认舰船的性质，用高分辨率的成像侦察技术获得舰船的尺寸大小以及精确的目标位置。通过上述侦察监视技术，就可以推算出目标的航向和航速。被动型的海洋电子侦察监视技术和单星监视技术虽能发现和识别目标，但不能作到长期监视，并且航向、航速和目标定位精度也比较差。使用成像技术，特别是微波成像技术可以弥补这一缺陷，两种技术配套使用可组成一个海洋监视系统。监视必须有较长时间的侦察，且时间分辨率要高，才能真正达到对运动目标的侦察目的，获取的军事情报才有使用价值。

（撰写：吴开林　审订：覃正熙）

weixing haiyang yaogan

卫星海洋遥感 satellite remote sensing of ocean 在人造卫星上安装各种遥感仪器对海洋状态和海洋参数进行的遥感观测。这些仪器接收来自海面的可见光、海洋的红外和微波热辐射以及海面对星载雷达波的散射辐射，通过电磁波与海洋及其表面的相互作用提取有关海洋的信息。太阳可见光进入海水后一部分被吸收和散射，射出海面的可见光(离水辐射)反映了海洋水色。这里给出一张由美国“诺阿”卫星拍摄的我国东部海区的图像，图中清晰地反映了苏北外海、长江口



卫星海洋遥感图(长江三角洲)

以及杭州湾的水色图像。水色卫星的遥感数据可用于测量海水中叶绿素、悬浮泥沙、黄色物质的含量。利用海水的红外热辐射可测量海面温度，海洋的红外图像能反映海流、中尺度涡、海洋锋面等动力学特征。利用海洋在微波波段上的热辐射可以测量海面温度和海面风速。风浪海面对雷达波的散射是各种微波雷达探测海洋的物理基础。雷达高度计利用来自天底方向上的回波脉冲的到达时间、脉冲前沿的形状以及回波强度分别测量海面高度、有效波高以及海面风速。雷达散射计利用来自不同方位多个波束的回波强度及其差异反演海面风速大小和风向。合成孔径雷达利用天线孔径合成原理来提高方位向的空间分辨率，以获得海面的二维图像，由图像的傅氏变换可得到海浪的主波方向和波长。由于对雷达后向散射有贡献的海面毛细波受到涌浪、海流、海洋内波、海底地形等因素的调制，雷达图像会出现明暗条纹，它们反映了有关调制过程的信息。此外，合成孔径雷达图像还可用于监测海面污染和溢油，识别不同类型的海冰和监视冰山。

(撰写：黄润恒　审订：刘建强)

weixing hebaozha tance

卫星核爆炸探测 satellite nuclear explosion detection 利用卫星监视和探测大气层内以及外层空间的核爆炸。卫星从太空探测核爆炸的优点是背景干扰小，探测距离远，不受自然条件和地域的限制。卫星上的遥感器能收集核爆炸参数(爆心地理位置、时间、当量、高度和种类等)，以侦察和监视各国核武器发展情况，或评估核打击效果。这类卫星上的主要遥感器有：(1) X射线探测器，用于接收核爆炸的X射线辐射，产生可见光脉冲，并将其转换成电脉冲后传输；(2) γ射线探测器，接收核爆炸的γ射线，产生光脉冲，并将其转换成电脉冲后传输；(3) 中子计数器，对接收到的核爆炸释放的中子进行计数；(4) 可见光遥感器，用于探测核爆炸火球；(5) 电磁脉冲遥感器，用于探测核爆炸产生的电磁脉冲。卫星核爆炸探测应用初期使用专用的卫星，如美国20世纪60年代使用的“维拉”卫星。但随着遥感器轻型化和小型化，从70年代后就没有再发展专用的核爆炸探测卫星，而是将核爆炸探测遥感器装在导弹预警卫星和导航卫星上，完成核爆炸探测任务。

(撰写：梁巍　审订：朱毅麟)

weixing huishou xitong

卫星回收系统 satellite recovery system 返回式卫星上为实现返回舱回收而设置的各种装置的组合。回收分陆上、水上和空中3种情况。其基本组成包括伞舱结构、气动力减速装置、标位装置、控制装置和火工装置，对于海上回收还应有漂浮装置，空中回收应有钩挂装置，陆上回收视需要装着陆缓冲装置。伞舱结构既是降落伞的贮存库，也是开伞力的传力件；气动力减速装置主要由减速伞和主伞及其附件组成，它是使返回舱减速的主要因素；标位装置用于及时提供返回舱的位置信息，以便回收工作人员及时回收；控制装置用于完成回收工作程序控制；火工装置是完成回收程序动作的部件，不同的动作由不同的火工装置来实现。我国于1975年11月首次实现返回式卫星返回舱软着陆，是继美国、前苏联之后第三个实现卫星回收的国家。



卫星回收系统工作程序示意图

(撰写：陈国良　审订：李大耀)

weixing jiguang ceju

卫星激光测距 satellite laser ranging 对卫星进行的激光测距技术。其工作原理是：从地面测量站向卫星发射一束激光，经过卫星上的激光反射器反射后，由测量站的接收设备接收，测出激光往返的时间间隔，从而推算出卫星的距离。激光测距可分为脉冲测距和连续波相位测距两种。前者测量光脉冲在待测距离上往返传播的时间间隔；后者测量光束上调制信号在待测距离上往返传播时所发生的相位变化，间接测量时间间隔，得到卫星的距离。进行激光测距的卫星上必须安装若干个激光角反射器，它是一种光学四面体棱镜，用以增大反射能量，并使反射光沿着与入射光平行的方向反射回地面的激光测距仪，从而可增大测量距离。卫星是高速运动的目标，为使窄激光束对准卫星目标，激光测距仪必须安装在精密的万向跟踪架上或安装在电影经纬仪和卫星跟踪摄影机上，接收回波就可以达到既测距又测角，实现单台定位。激

光测距仪由发射、控制、数据处理、记录和显示装置以及跟踪架等组成。脉冲激光测距仪多采用红宝石、掺钕钇铝石榴石等大功率固体激光器。连续波相位测距仪采用二氧化碳、氦—氖、氩离子等气体激光器。

（撰写：斯源洪　吴开林　审订：覃正熙）

weixing jishu

卫星技术　satellite technology　研制、管理和应用卫星的工程技术，包括有效载荷技术、服务（保障）系统技术、卫星系统工程和卫星应用技术。有效载荷技术是与为直接执行特定的卫星任务而研制的有效载荷有关的工程技术，如遥感技术、侦察技术、通信技术、导航技术和测地技术等。服务(保障)系统技术是与保障卫星有效载荷正常工作有关的工程技术，如结构与机构、热控制、姿态和轨道控制、测控、数据管理(星务管理)、电源及总体电路等技术。卫星系统工程是指按照系统科学的理论和方法，以信息技术为工具组织管理卫星的规划、研究、设计、制造、试验和应用的技术。卫星应用技术是由卫星有效载荷和用户应用系统组成的卫星工程系统的应用技术，如卫星通信系统、卫星遥感系统、卫星侦察系统和卫星导航系统等的应用技术。

（撰写：吴开林　审订：常际军）

weixing jiaotong guanzhi

卫星交通管制　satellite air traffic control (ATC)　利用卫星技术取代传统的陆基通信网来协助完成空中交通管制的新技术。其目的是防止飞机在空中相撞或飞机与机场区障碍物相撞，保证空中交通畅通和飞机有序行驶。传统的交通管制是将飞行航线经过的空间，划分为不同形式的管制空域，如航路空域、空中走廊空域、航站区空域和等待空域等，并在每个空域建立空中交通管制中心，配备通信、雷达和导航等设备，收集飞经本管制区飞机的航迹信息、气象预报信息和其他管制区进入本管制区的飞行计划信息。这些信息经加工处理后，形成各种命令管制飞机飞行并和相邻管制中心交换信息。一个大的国家需建立十几个管制中心。各管制中心的通信联络传统上都依靠地面甚高频或短波通信手段来完成，存在只能在视距内传播的限制或通信不可靠和带宽的限制，而且各国之间通信制式各异，妨碍形成全球航行的透明边界和连续环境。1983年，国际民航组织成立了未来航行系统专委会，1992年形成共识，决定采用卫星来实现空中交通管制、通信、导航和监视4种功能。具体对于空中交通管制则决定采用新一代的“国际海事卫星”，飞机上已研制出3种机载地球站，地面相应建设10 m天线口径的航空地面地球站作为中继站。空中交通管制采用卫星技术后已同航空的通信、导航和监视技术紧密结合在一起。

（撰写：姜昌　审订：徐京）

weixing jinji wuxiandian shiweibiao

卫星紧急无线电示位标　satellite emergency position indicating radio beacon (SEPIRB)　国际卫星救援系统安装在飞机或船只上的配套设备，也是国际海事组织和国际民航组织要求船只和飞机装备的设备。当用户出现事故时信标机即自动接通电源，不断发出紧急呼救信号，待过境救援卫星来发现它们。根据卫星和用户信标机之间的方向和速度的相对运动，可连续测出呼救信号的多普勒频移和频移变化速度，从而确定出用户的地理坐标。信标机的发射频率国际上已经统一规定采用406 MHz，但仍保留过去习惯使用的121.5 MHz和243 MHz。3种信标频率的差别在于406 MHz载波中包括用户类别、机船登记号码、国籍、失事性质和失事时间等信息；当用户和地面信息接收站都在救援卫星视野范围内时，卫星即用1544.5 MHz载频实时将呼救信号转发给地面站；若地面站不在救援卫星视野内时，卫星能将呼救信号预处理后存储起来，待经过有信号接收站的空域时再转发给地面站。406 MHz载波的定位精度为2 km。而121.5 MHz和243 MHz载波只能实时转发，没有存储转发的能力，定位精度只有10～20 km。国际移动卫星组织（原国际海事卫星组织）的“国际海事卫星”E终端也是一种紧急无线电示位标。当船舶遇险时，立即发出无线电警告信号，给出船舶位置、船舶等级和速度等信息，通过海事卫星，一分钟内就可将信息传到搜索救援中心。

（撰写：陆文福　审订：柳东升）

weixing jiuyuan

卫星救援　satellite search and rescue　利用卫星搜索和营救失事飞机和船舶以及其他遇险目标的技术。救援卫星通常运行在850～1000 km高的近圆形极地轨道上，接收来自直径约5000 km范围内的任何地方发出的呼救信号。卫星救援具有搜索范围大和发现目标快等优点。1982年9月9日首次成功地利用卫星发现并营救了加拿大的空难遇险者。卫星救援系统的工作过程如下：飞机、船舶失事时，其上携带的应急信标机将不断地发出紧急呼救信号。飞经上空的卫星接收到信号后将其转发给地面信息接收站，地面信息接收站将情报传送到指挥控制中心，由它向出事地区的救援组织发出通知，进行营救。卫星救援的原理是根据卫星和应急信标机之间在方向和速度上的相对运动，连续测量呼救信号的多普勒频移变化和频移变化的快慢，以确定失事地点的坐标(即纬度和经度)。应急信标机采用国际上统一规定用于卫星搜索和救援系统的406 MHz、121.5 MHz和243 MHz频率。为了使卫星救援系统更趋完善，可利用救援卫星与地球静止轨道卫星组网运行。根据同样原理，卫星救援也可以用于因考察、探险、登山等活动而遇难的个人或团体的救援。

（撰写：赵卫　审订：范士明）

weixing ningshi chengxiang jishu

卫星凝视成像技术　staring imaging technique of satellite　利用卫星上充满整个视场的二维阵列探测器，不用任何机械运动的扫描机构，按照焦平面上的探测器单元和物空间的景物分辨单元一一对应的关系，通过电扫描的二维多路传输器进行画幅式成像的技术。凝视成像有两种工作模式。一种是理想凝视，遥感器的整个视场内景像画面保持相对静止，物空间和像空间的所有单元一一对应，如地球静止卫星的对地观测遥感器和无机械运动的战场监视。另一种是部分凝视，遥感器的整个视场内景像画面在运动，通过类似线阵CCD器件的时间延迟积分作用，由二维多路传输器电扫描画面中的一部分区域，以较长时间停留在焦平面上，直到目标离开遥感器的视场。卫星凝视成像技术是一种具有高灵敏度和高分辨率的光学成像技术。它与微波合成孔径成像雷达的“聚光灯”模式有某种共同之处，是今后成像技术发展的一种新趋势。

（撰写：吴开林　审订：葛之江　刘品雄）

weixing nongye guchan

卫星农业估产　crop yield estimation by remote sensing satellite　采用卫星遥感手段，对农作物播种面积、生长状况和产量

进行动态监测和预测的一项应用技术。它是农业遥感估产的内容之一，也是遥感技术应用较早、也较成熟的领域之一。其基本原理是：不同农作物在不同生长阶段与周围其他地物的光谱特征存在差异，这种差异可以反映在卫星遥感图像上，通过图像处理和模式识别，可以实现对农作物的识别和监测。卫星农业估产具有技术投入少、产出快、科学性强的特点。1974年，美国农业部、国家航空航天局和国家海洋与大气管理局联合进行了"大面积作物估产试验"，对美国、英国、加拿大、印度、澳大利亚、阿根廷、巴西、苏联和中国等国家的麦田进行了监测，精度达到89%。随后他们于1979年又开始了另一项估产计划"太空遥感调查农业和资源"。欧盟于20世纪80年代末进行了一项"农业遥感监测计划"，对欧盟15国的17种作物进行了定期监测。我国从20世纪80年代开始进行农作物遥感估产研究，开展单位有国家气象局、中国科学院、农业部遥感应用中心和一些大学。遥感估产目前已从传统的光学遥感估产发展到雷达和高光谱遥感估产、从估产研究走向实际运行，应用范围也从农作物扩大到草业、畜牧业和林业等领域。



世界陆地植被长势卫星监测图

（撰写：周清波　审订：陈佑启）

weixing pingtai

卫星平台　satellite platform　由卫星服务（保障）系统组成、可以支持一种或几种有效载荷的组合体。卫星平台实际上就是除了有效载荷或有效载荷舱以外卫星的其余部分。卫星平台可以由卫星服务（保障）系统组合成一个或几个舱段，例如服务舱、推进舱和返回舱。从已研制成功的卫星分析，卫星平台不论安装什么有效载荷，其基本功能是一致的，只是具体的技术性能会有所差别。根据这一特点，世界上许多国家在卫星研制中，都采取卫星公用平台的设计思路，使卫星平台具有通用性，在一定范围内适应不同有效载荷的要求。也就是说，装载不同的有效载荷，卫星平台只做少量适应性修改即可。采用这种公用平台的设计方法，可以缩短卫星研制周期，节省研制经费，提高卫星可靠性。目前世界上采用的新型通信卫星公用平台如波音卫星系统公司的"波音"702、洛克希德·马丁公司的A2100、劳拉空间系统公司的FS1300S、阿斯特里姆公司的"欧洲星"3000+和阿尔卡特空间公司的"空间客车"3000等。

（撰写：吴开林　审订：常际军）

weixing qixiangxue

卫星气象学　satellite meteorology　研究如何利用卫星遥感技术获取气象要素和应用其探测资料分析研究大气演变规律的学科。卫星气象学主要包括3个方面的研究内容。(1) 研究气象卫星的探测原理。根据大气辐射传输理论及云、大气及其下垫面的辐射特性，拟定星上遥感器的性能指标要求，如光谱范围、灵敏度、空间分辨率等。(2) 研究探测资料的处理方法，包括定位、定标和质量检验等内容的资料预处理和图像及定量大气参数反演等内容的资料处理。通过资料处理，可得到展示云和各种表面特征的图像以及定量地描述大气和地表特性的温、湿、臭氧的垂直分布、云迹风、云参数、洋面温度、冰雪覆盖度、植被指数、地表反照率、射出长波辐射、云的相态、大气可降水量和降水等。由卫星遥感提取的气象要素和参数几乎涵盖了大气探测的所有方面。(3) 气象卫星资料的应用研究。卫星云图在天气分析和预报的应用中仍然占有十分重要的地位，尤其是在台风的监测、定位和强度估计以及暴雨、冰雹和雷暴等强对流云团的监测中，其作用十分显著。发展气象卫星定量探测技术，在解决数值预报中的初、边值问题及确定物理过程的参数方面，已经取得初步进展。在当代气候系统的5大圈层相互作用的物理模型中，许多参数只有依靠卫星遥感技术方能得到。

（撰写：方宗义　审订：范天锡）

weixing sheji

卫星设计　satellite design　以卫星任务要求为依据，综合利用现代科学技术成果，以系统工程和优化的方法，用工程语言（建造规范、技术文件和图样）的形式指导卫星的制造、试验和使用。同时它也是研究卫星设计理论、方法和设计过程的一门综合性技术科学。卫星设计从卫星顶层开始，再到以下层次有序地进行。顶层设计（总体设计）是对卫星任务进行分析，确定实现任务要求的技术途径和技术方案以及系统组成，然后对下层次（分系统）提出技术指标要求。分系统的设计则根据总体设计的技术要求，先进行方案设计，确定分系统的配置，再进行工程设计，以指导分系统的制造、试验和使用。卫星设计还必须考虑在卫星组装成一个产品后，进行一系列的地面试验（电性能测试和环境试验），试验卫星工作的协调性和可靠性。卫星进行飞行试验时，要进行卫星在轨测试，待达到预定使用要求时，再交付给用户，至此卫星设计才算完成。

（撰写：吴开林　审订：吴健生）

weixing sheji shouming

卫星设计寿命　design lifetime of satellite　根据研制任务书及合同规定而设计的卫星在运行轨道上应该达到的正常工作时间。这是卫星的主要技术指标之一，对它的要求在卫星研制任务书和合同中均要作明确的规定。卫星的设计寿命必须大于卫星在轨工作寿命。在卫星设计中，应充分采用经过飞行试验考验的成熟技术及其延伸技术，处理好采用成熟技术和采用新技术的关系。同时应开展可靠性设计，采用高可靠性的元器件，剔除早期失效的元器件；降额使用元器件，提高元器件的可靠性；采用冗余技术，防止单点失效造成整星故障。卫星的各类产品，必须按规定进行各种地面试验，将问题暴露在地面，使卫星不带问题上天。只有认真贯彻执行各种技术措施，方能保证卫星的设计寿命要求。目前，地球静止通信卫星的设计寿命一般可达8～10年，最高设计寿命已达15年。近地轨道对地观测卫星设计寿命一般为2～5年。

（撰写：吴开林　审订：常际军）

weixing shengtai huanjing jiance

卫星生态环境监测　ecological environment monitoring by satellite　利用气象卫星、地球资源卫星和海洋卫星资料监测生态环境的现状及其变化。气象卫星可监测的生态环境要素主要有大气温度、湿度、地表温度、植被指数、积雪、日

照、海冰、海表温度、水色和海洋污染等，可应用于作物长势监测和估产、荒漠化监测、渔场测报和土地利用等多个领域。一颗极轨道气象卫星对地球上任一地点一天可观测两次，可获取多光谱高精度探测数据，用于监测作物在生长期中的长势变化，监测生态环境一年中任何时期和多年的变化，因此应用十分广泛。目前气象卫星观测数据的空间分辨率约为 1 km，不利于山区和多种作物混杂种植等状况的监测。发展百米量级空间分辨率而又具有数千千米扫描范围的遥感器已成为热点，例如美国“地球观测系统”(EOS)的中分辨率成像光谱仪上已安排了两个空间分辨率为250 m的通道，将会使生态环境监测在 21 世纪初得到重大发展。

（撰写：范天锡　审订：方宗义）

weixingshi

卫星食　satellite eclipse　卫星进入地球阴影，使卫星表面变暗的现象。地球遮挡阳光所形成的阴影简称地影。地影区分成本影区和半影区两部分。本影区包括本影和伪本影。卫星进入地影时就会出现卫星食(图1)。卫星在半影区时还能受部分阳光照射，进入本影区后则完全处于黑暗中。卫星进出地影的位置是卫星轨道与地影边界的交点。卫星热设计中需要知道进入地影的时刻和在地影中运动的时间(一般设计中用受晒因子表示)，以便在卫星表面采用不同的热控涂层，使内外温度平衡。在卫星采用太阳电池作电源时，必须知道它在地影中运动的时间，以便使卫星的能量保持平衡，因为太阳电池阵需在光照条件下发电，向卫星各系统供电，同时给蓄电池组充电，使蓄电池组容量能满足卫星在地影中工作所需要的电源功率。对地观测卫星可见光遥感器的工作条件是地面必须有一定的光照条件(一般用太阳高度角表示)，在卫星进入地影时，有效载荷(可见光遥感器)不工作。地球静止轨道卫星每年进出地影的日子大致相同，都在春分和秋分前后22天里。在春分日和秋分日，卫星在地影内的时间最长，为72 min(见图2)。因此在卫星设计中，可根据任务的不同，通过选择发射时间，来选择卫星食的时间。不进入地影的轨道为全日照轨道，此时受晒因子为1.0。这种轨道对有些卫星(例如太阳观测卫星)比较适用，但对返回式卫星的防热结构有不利之处。

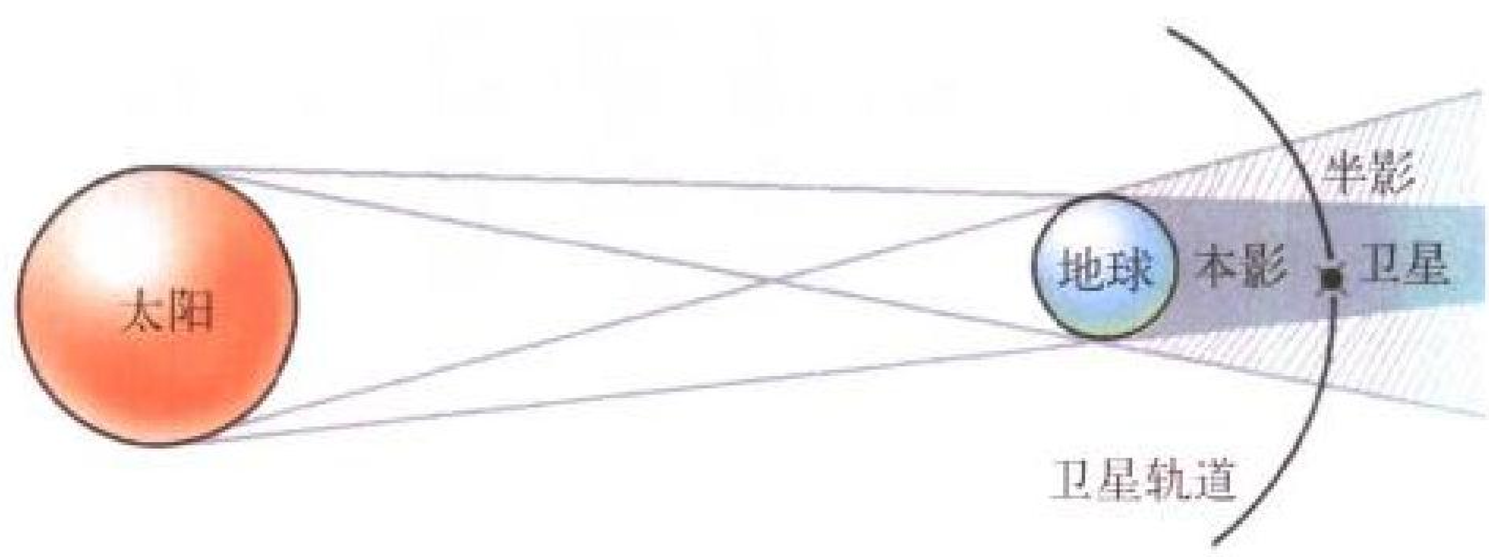


图 1　地球阴影和卫星食

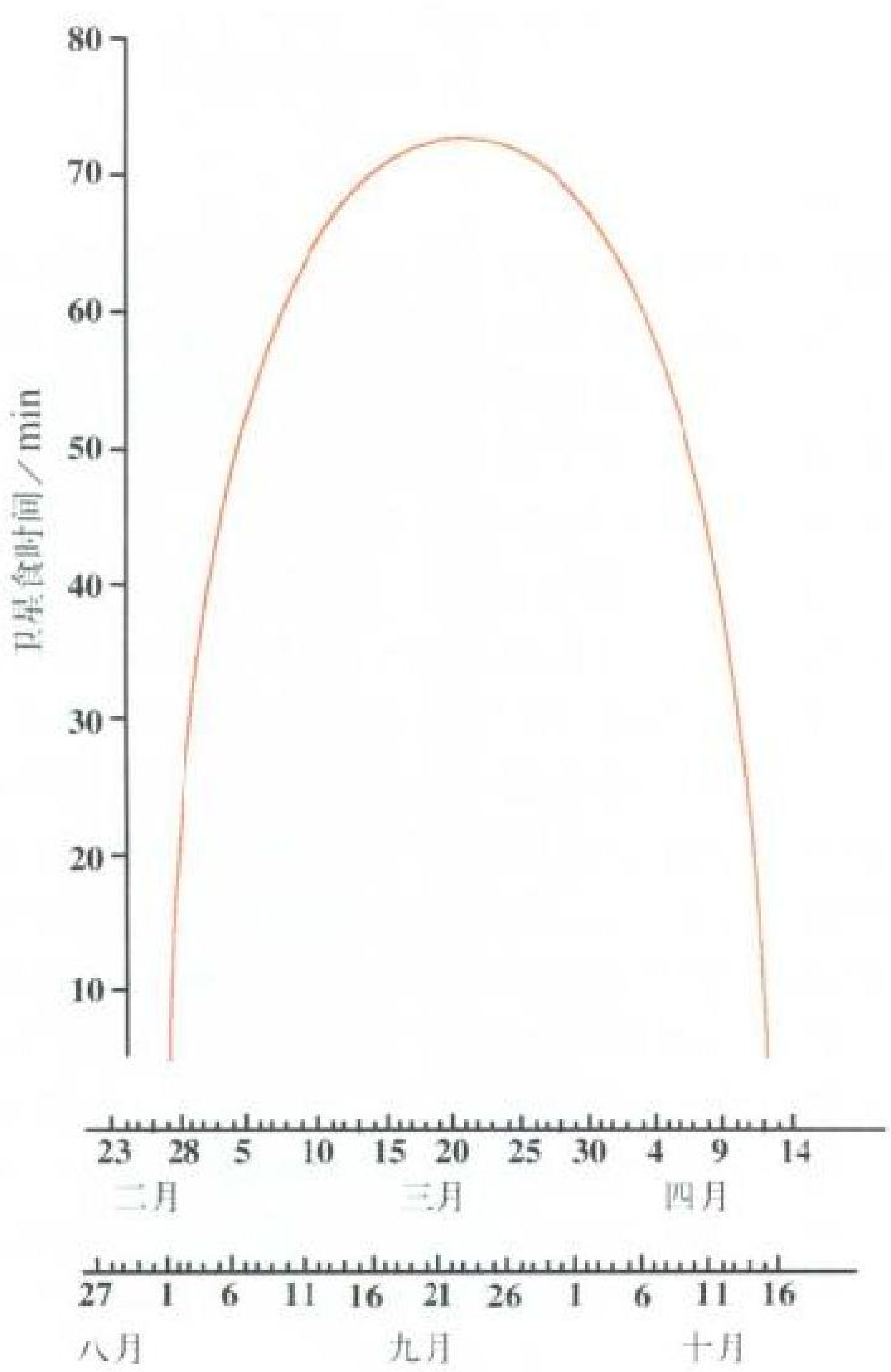


图 2　地球静止卫星在地影内的时间与日期的关系

（撰写：吴开林　审订：常际军）

weixing shiyan

卫星试验　satellite test　为验证卫星方案设计的合理性、总体性能、工作的协调性和可靠性而进行的各种试验。卫星试验一般分为地面环境试验和工作协调性试验。地面环境试验包括鉴定试验和验收试验。工作协调性试验包括星—箭对接(机、电)试验、星地回路试验和发射场合练。地面环境试验的对象为零件、部件、分系统和卫星整体。卫星分系统的环境试验是卫星整星环境试验的基础，也是卫星整星试验的主要内容。环境试验的目的是在模拟使用条件下考核卫星的功能和适应能力。环境试验的主要内容包括振动试验、冲击试验、运输环境的试验、热平衡试验和热真空试验。在卫星所处的复杂环境中，有些因素对卫星影响不大，模拟可能付出高昂的代价；有些因素在地面很难模拟，因此在选择模拟试验的原理和方法时，往往只考虑对卫星功能、寿命和可靠性影响较大的因素。卫星的环境试验一般按规范进行，采用通用的和专用的模拟试验设施。初样产品进行鉴定试验，正样产品只进行验收试验。协调性试验主要用初样产品进行，一般只做一次。

（撰写：吴开林　审订：吴健生）

weixing shuju caiji

卫星数据采集　satellite data acquisition　通过对卫星或其他航天器进行跟踪测量、监视、控制和接收其发送来的数据，卫星地球站对卫星轨道参数和遥测数据等进行的采集工作。卫星数据采集的主要任务是：(1)跟踪测量和监视航天器的飞行轨道及其各系统的工作和环境状态，获取相关数据。(2)接收航天器内部的遥测数据和各种探测数据。对于载人航天器来说，收集的数据还包括反映航天员生理状态和工作状态的遥测信息、话音和电视信号等。这些信息还要发送给航天测控中心进行记录、显示和处理，供实时和事后分析使用。(3)对于各种要求高精度定位的应用卫星(如导航卫星、测地卫星和高分辨率对地观测卫星)，采集并向用户提供准确的卫星位置数据，作为应用数据处理的基准。

（撰写：李颐黎　审订：李大耀）

weixing shuju caiji xitong

卫星数据采集系统　satellite data collection system (DCS)　又称卫星数据采集平台系统。由分布在不同地点的多个数据采集平台、一个(或几个)数据接收中心站和卫星通信链路构成的数据应用系统。该系统由分布在远端的数据采集平台与传感器等设备相连获取需采集的数据，通过平台的无线电传输设备把数据转换成射频信号发射到卫星，经卫星转发器实时转发或存储转发后，由数据接收中心接收，变换为有效数

据传给用户。它的技术特点是：由传感器等各种仪器自动提取测量数据；采集传输自动完成；不受地理、环境条件限制，覆盖面积大，分布地域广；实时性强；具有多址方式（时分多址、频分多址）或扩频方式；数据传输可靠性高，可对采集的数据进行加密等。近地轨道卫星和地球静止轨道卫星的数据采集系统具有不全相同的性能和用途。地球静止轨道卫星的数据采集系统主要特点是通过静止卫星可在任意时刻全天候地进行覆盖区域内的任意地点的数据采集。近地轨道卫星的数据采集系统可保证每天在固定时间内进行数据采集。根据工作方式，卫星数据采集系统可以分为单向和双向系统：地面终端设备只具有发送功能的称为单向系统；既能发送又能接收中心站指令或数据的称为双向系统。总之，卫星数据采集系统能够长距离、大范围、全天候、全天时、实时、自动收集有关资源、环境、社会、经济等多种信息，采集依靠人工无法获取的观测数据，比人工观测更准确、更有效、更及时，可在资源利用、环境保护、减灾抗灾中产生不可估量的经济效益和社会效益。　(撰写：李玲芝　审订：柳东升)

weixing tianxian

卫星天线　satellite antenna　又称星载天线。人造卫星及其他航天器上装载的将输出信号转换成空间电磁波或者将空间电磁波转换成接收信号的装置。卫星天线种类众多，工作频率从甚低频到极高频。常见的卫星天线按用途分有通信天线、遥感天线、导航天线、测控天线、合成孔径雷达天线、数据中继天线、交会对接航天器的交会对接雷达天线等等；按类型分有反射面天线、相控阵天线、透镜天线、可展开天线、多波束天线、杆状天线及天线组等等。卫星天线要经受运载火箭发射时的极限条件(如剧烈振动、强噪声等)考验并能适应特殊的空间工作环境(高真空、高辐照、高温差变化等)。因此，卫星天线除了满足一般的电性能要求外，还必须符合空间产品的各项设计、制造和试验规范，如要求材料性能稳定，结构刚度好，受温差影响小等。由于空间产品的不可修复性，可靠性是卫星天线设计的重要指标。卫星天线常使用性能卓越的复合材料制造，具有质轻、性能优的显著特点。

(撰写：刘　波　审订：高选正)

weixing tongxin dimian shoufaji

卫星通信地面收发机　ground receiver-transmitter for satellite communication　卫星通信地球站中用于接收信号和发送信号的设备。卫星通信地球站是设在地球表面(包括空中)、以通信卫星为中继星的无线电通信站，亦称卫星通信地面站，一般由天线、发信、收信、用户接口、监控以及电源等设备所组成。收发机在卫星通信地球站的工作过程中起重要作用。发信时每站的用户信号(电话、电报、图像、数据等)经基带处理、调制、变频和功率放大变换成适于卫星信息传输的形式，由天线对准卫星发送。卫星则将收到的信号经转发器变频、放大及其他处理后发送回地面。

(撰写：李颐黎　审订：李大耀)

weixing tongxin diqiuzhan

卫星通信地球站　satellite communication earth station　卫星通信系统中设置在地球范围内(包括陆上、海上和空中)，经卫星无线电路沟通，向卫星发射无线电通信信号并接收来自卫星的信号，专门用于通信的地面无线电装置。它通常包括天线(含馈源及伺服装置)、高功率放大器、低噪声放大器、上下变频器、中频放大器、调制解调器、基带处理单元、计算机、电子测试／监视仪器等。

卫星通信的频率多为微波频段，天线常为抛物面形状。早期的通信卫星因功率受限，其等效全向辐射功率(EIRP)较低，要求地球站天线口径较大，常用的洲际通信固定站直径达30 m以上。现在因卫星EIRP提高，这种同频段地球站天线口径大都在10 m左右或低于10 m。随工作频段、业务性质和通信容量的不同，地球站天线口径也不同，如Ku频段卫星电视单收站小到1 m以下，甚至0.5 m左右。大容量干线卫星通信固定地球站通常设在省会城市、直辖市和自治区首府，天线口径在10 m左右。用于车载、舰船等移动通信站的天线口径一般较小，约1 m左右。低噪声接收机常采用常温固态低噪声放大器。其设备简单，造价低廉，易于推广应用。目前，卫星通信体制常采用脉冲编码移相键控等数字方式。它的抗干扰性能优越，要求的发射功率小，地球站设备可减小体积，可以纳入综合业务数字网(ISDN)。

(撰写：邝振勋　审订：郑松辉)

weixing tongxin xinzaobi

卫星通信信噪比　signal-to-noise ratio of satellite communication　在卫星通信中，信道频带内有用信号功率与占用带宽内的噪声功率之比。星上转发器和地球站接收机正常工作要达到一定的信噪比要求。一般信噪比用S/N表示，S为有用信号功率，N为带宽内的噪声功率。通信信号是数字信号时，信噪比用E_b/N_0来表示，E_b为一个已调制比特内的平均能量，N_0为噪声功率谱密度(1 Hz带宽上的噪声功率)。在卫星通信系统设计时，根据接收机输出信噪比值，求出载噪比的大小，再对系统进行估算。它们之间的关系式如下

$$\frac{C}{N}=\frac{E_b}{N_0}\cdot\frac{f_b}{B}$$

式中　C为载波功率；B为等效噪声带宽；f_b为信息比特率。在传输已编码的每个比特信号时，每比特的平均能量为$E_c=R\cdot E_b$。式中　R为编码效率，且$R<1$。

(撰写：陈　豪　审订：谢　军)

weixing xitong

卫星系统　satellite system　由相互作用和相互依赖的若干分系统结合而成，并具有卫星特定功能的航天器的整体。卫星系统一般由有效载荷系统和服务保障系统组成，各个分系统都有自身的独立性和功能，但它们之间又具有一种有机的联系，而不是机械的简单的集合。各分系统的特性及其相互之间的作用和影响，构成了整个卫星系统的特性。在研究和设计卫星系统时，应根据卫星任务的不同，采用系统工程的方法，对卫星总体方案进行优选。不仅要研究确定卫星系统的构成及其各个分系统的特性，更要研究确定各个分系统之间相互作用和相互影响的卫星系统的性能和功能，并拟定、优选、协调和控制卫星的各项参数与性能指标，使卫星达到任务规定的要求。值得关注的是，在卫星系统研制的实践中，往往存在下述情况：组成卫星系统的各个分系统性能并不十分先进，但由它们组成的卫星系统，由于性能匹配、工作协调，具有一定的先进性和优越性，能圆满地达到卫星任务规定的各项指标。相反，有时各个分系统的性能都很先进，而由它们组成的卫星系统却不能充分显示其先进性。

(撰写：吴开林　审订：常际军)

weixing xingzuo

卫星星座 satellite constellation 以提高时间分辨率为宗旨，将单星模式工作的卫星按照一定的相位要求布放所形成的多星模式工作的卫星群。星座主要分为两类：一是同一轨道面内卫星以等间隔相位布放的星座；另一种是不同轨道面内卫星以等间隔相位布放的星座，如前苏联早期的电子侦察卫星有6颗卫星大致分布在3个轨道面内运行。还有一种6颗卫星布放在6个轨道面内的星座，其轨道之间保持比较严格的60°的间隔。针对时间分辨率要求高、重访周期短的观测要求，如灾害与环境监测预报，采用卫星星座的工作模式能得到较好的数据和图像质量。卫星根据星座设计要求布放到不同的相位，对卫星的发射也提出了较高的要求。同时，卫星还必须具有较强的变轨能力和轨道保持能力。地面测控系统对卫星轨道测量的要求也相应提高。

（撰写：吴开林 审订：刘品雄 葛之江）

weixing yaogan huanjing jiance

卫星遥感环境监测 environmental monitoring by satellite remote sensing 利用星载遥感仪器接收被测环境对象反射或辐射的电磁波信息，并加工处理成能识别的图像或计算机用的记录磁带，以揭示环境（大气、陆地和海洋等）的类型、性质及其变化的过程。目前遥感环境监测主要应用于：(1) 大气环境监测。卫星除能提供云图外，还能对大气的污染因子 O_3、CO_2、SO_2、NO_x 和 CH_4 等进行遥感监测，并能对大气污染源实施监控，反应大气污染物迁移扩散的过程。(2) 水环境质量监测。主要监测水温、色度、悬浮物、海冰、叶绿素、有机物、总磷和总氮等指标。(3) 自然生态环境监测。监测的内容有森林覆盖、草地覆盖、湿地资源、生物多样性以及城市开发建设及生态环境保护状况等。(4) 重大开发项目的环境与生态监测。许多重大开发项目工期长，后续影响难以预料。利用遥感技术对其进行动态、连续、准确的监测与评价是十分必要的。(5) 重大环境事故的追踪调查。近年来，重大环境污染和生态破坏事故不断发生，而现有的常规手段对此根本无法实现迅速、准确、动态的监测与预报，从而使环保部门和有关单位难于快速、恰当地作出决策。利用遥感技术监测，这些问题基本能够解决。

（撰写：郑丙辉 审订：于砚民）

weixing yaogan mubiao bopu texing

卫星遥感目标波谱特性 wave-spectrum characteristics of satellite remote sensing object 卫星遥感目标的电磁波辐射特性，包括目标在可见光、红外及微波范围内的反射特性和辐射特性。它是航天多光谱遥感和微波遥感中设置谱段的重要依据。卫星多光谱遥感和微波遥感的主要目的就是通过获取遥感目标的波谱特性来区分对象的属性和变化。右图为典型遥感目标在可见光和红外谱段的反射和辐射波谱特性。遥感目标的波谱特性不仅与遥感目标的固有属性，如材料吸收率、反射率、辐射率、温度等有关，还与其表面特性、辐射源入射角度等外在因素有关，是多种因素综合作用的结果。

（撰写：高军 审订：金志煜）

weixing yidong tongxin

卫星移动通信 satellite mobile communication 利用地球静止轨道卫星、大椭圆轨道卫星或中、低轨道卫星作为中继站，使区域甚至全球范围的移动用户通过卫星实现的通信。这一系统通常由3部分组成：(1) 通信卫星，由一颗或多颗卫星组成；(2) 地球站（含监控站）及若干信关站（把公共电话交换网和移动用户连接起来的中转站）；(3) 包括车、船、机载终端和手机在内的移动用户通信终端。用户可以在卫星天线波束覆盖范围内自由移动，通过卫星转发信号实现彼此之间联

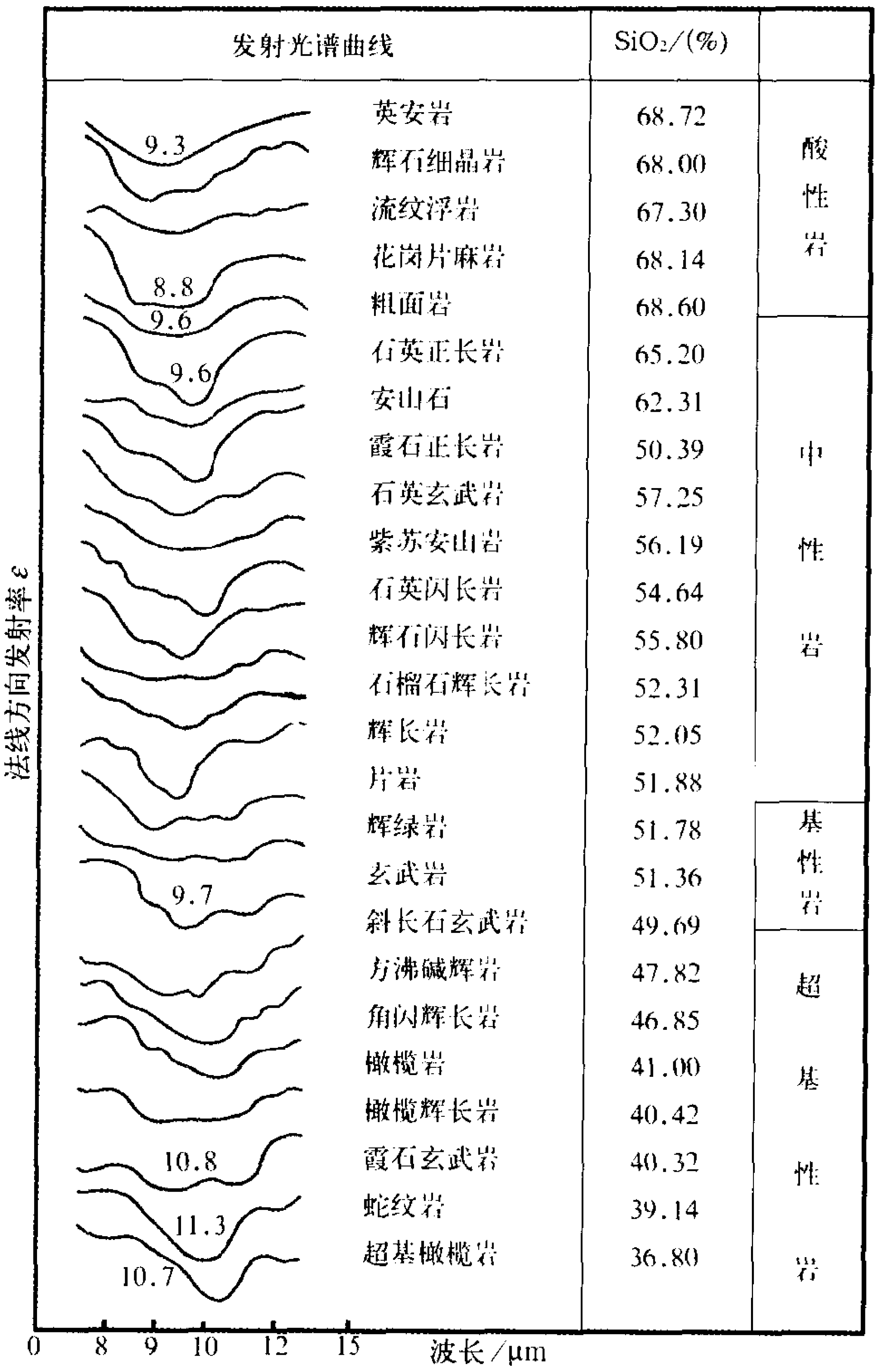


图1 若干种岩浆岩的辐射波谱特性

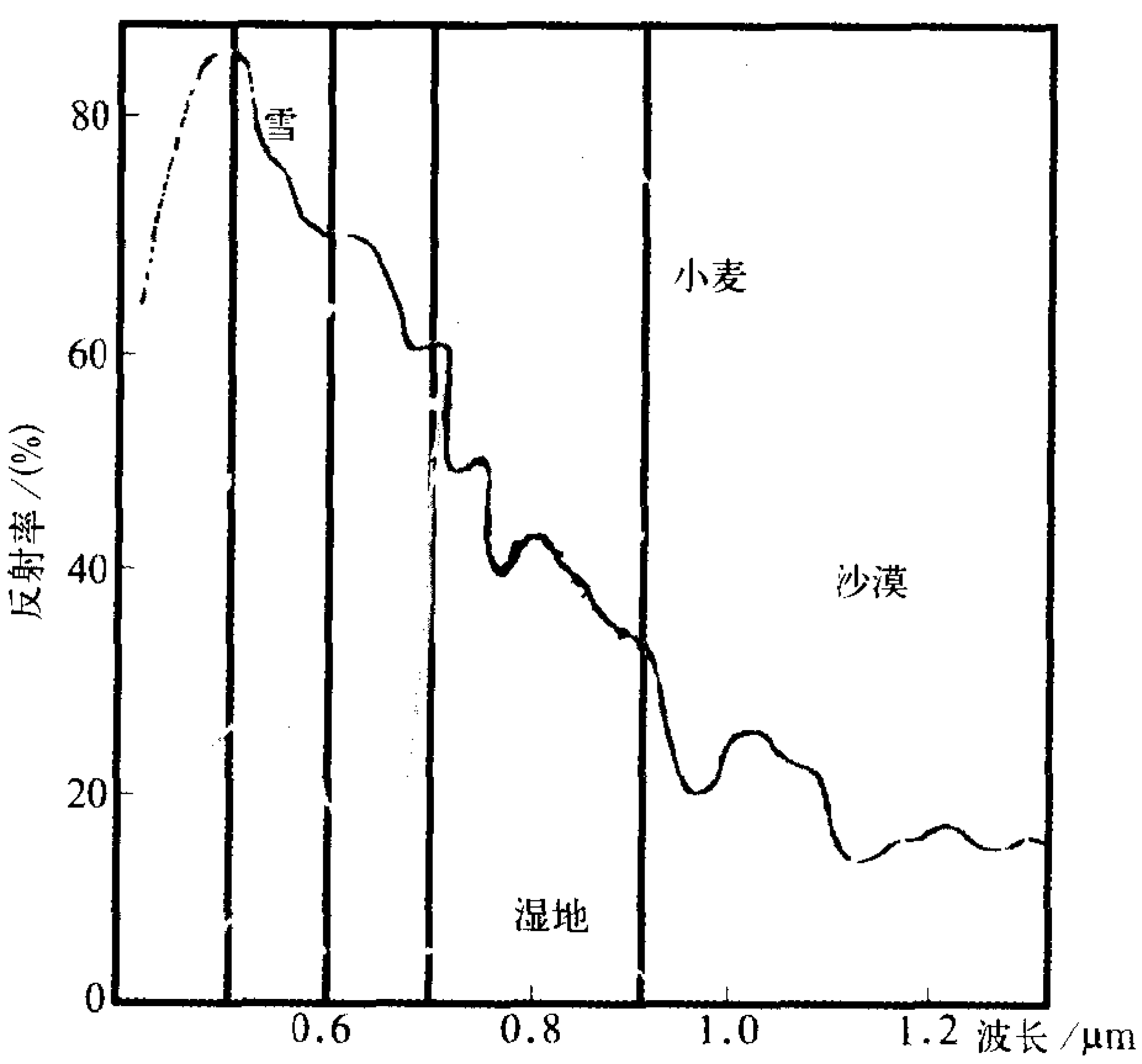


图2 雪、沙漠、湿地、小麦反射光谱曲线

W

网互通。卫星移动通信具有覆盖区域大，通信距离远，通信机动灵活，线路稳定可靠等优点。它包括话音、图像、数据、传真等多种业务，并有定位导航功能，在国际、国内军用和民用领域普遍应用，已成为通信事业的重要发展方向。卫星移动通信是军事通信的重要组成部分，可实现战区集团军到机动旅各级司令部之间的指挥控制和多路传输，是一种重要的战术通信系统。（撰写：邝振勋 审订：郑松辉）

weixing yingyong dimian xitong

卫星应用地面系统 ground system for satellite application 向卫星发送和接收来自卫星的数据信息，并进行数据处理，以供用户使用的一系列地面设备的总称。根据应用卫星需求的不同，卫星应用地面系统可以由若干个不同的地球站和数据处理中心等组成。卫星通信地球站是卫星通信系统设置在地球上（包括大气层中）的通信终端。用户通过卫星通信地球站接入卫星线路，进行相互之间的通信，主要业务为电话、电报、传真、电传、电视和数据传输。气象卫星地面系统的任务是对气象卫星进行业务测控并接收、记录、处理和分发卫星发回的气象观测数据（数据中心处理后的数据）和空间环境数据，收集和向卫星转发地面和大气环境数据。气象卫星地面系统由业务测控站、数据处理中心、数据收集系统和数据利用站组成。导航卫星注入站是向导航卫星注入导航信息的地面无线电发射站，简称注入站。导航卫星注入站通过无线电设备将计算中心送来的导航信息注入到卫星的存储器中，这些信息再经卫星的无线电设备发送给各地的用户，供导航定位使用。导航信息通常包括预报的卫星轨道参数、星上设备工作程序和指令信息、星地时钟时差及信标频率尾数。地球资源卫星地面系统的任务是对地球资源卫星（对地观测卫星）进行业务测控并接收、记录、处理和分发经处理后的各种图像数据，提供给用户使用。

（撰写：吴开林 审订：常际军）

weixing youxiao zaihe

卫星有效载荷 satellite payload 直接执行特定卫星任务的仪器、设备或分系统。有效载荷的种类很多，即使是同一种类型的有效载荷，性能差别也很大。返回型卫星返回舱的有效载荷有回收的信息载体、材料或制品。遥感卫星的有效载荷有多光谱扫描仪、红外扫描仪、合成孔径雷达、微波辐射计、微波散射计、雷达高度计、超光谱成像仪以及遥感信息的数传设备。通信卫星的有效载荷有通信转发器和天线。导航卫星的有效载荷有卫星时钟、导航数据存储器及数据注入接收机。侦察卫星的有效载荷有可见光胶片型相机、可见光CCD相机、雷达信息信号接收机（信道化接收机、测向接收机）和天线阵及大幅面测量相机等。单一用途的卫星，一般装有一种或两种有效载荷；多用途卫星，一般装有几种有效载荷。随着航天技术的不断发展，有效载荷也在逐步向低功耗、小质量和小体积的方向发展，为提高卫星有效载荷比提供基础。对于对地观测卫星而言，把多种遥感器安装在一颗星上去完成不同的任务，将是提高效费比的主要发展趋势。

（撰写：吴开林 审订：常际军）

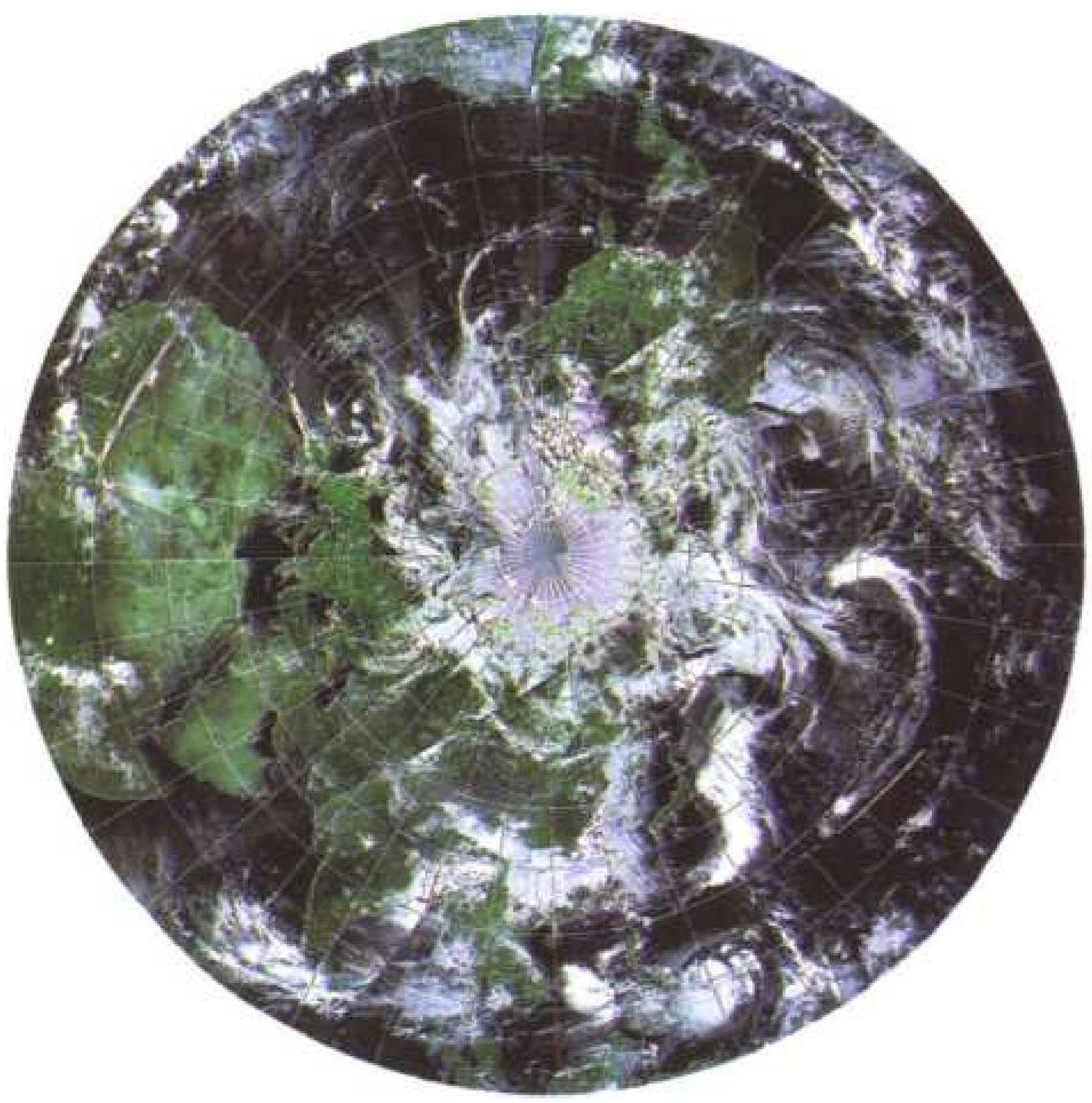
weixing yuancheng yiliao

卫星远程医疗 medical treatment via satellite 通过卫星电视对远距离医疗诊断和手术进行指导以及观察学习远距离医疗诊断及实施手术过程的医疗方式。由于高清晰度电视能在大屏幕上显示高清晰度电视图像，可利用记录设备记录、存储、检索和显示医疗图像，如X射线透视图像、内窥镜诊断心电图、超声波图像以及各种病理标本、图像等。与此同时，可以通过卫星把这些图像实时传送到远处医疗单位的大屏幕上，供分析、学习甚至实际操作；或者看着自己的大屏幕对远处医疗单位的医疗情况（门诊、病房、手术操作等）进行指导。远程医疗要求卫星信道是双信道，以实现电视的双向传输。我国幅员辽阔，山区多，地形复杂，特别是边远地区医疗条件差，医疗水平不高，大力发展卫星远程医疗意义重大，有很好的发展前景。另外，高清晰度电视为卫星远程医疗的发展提供了强有力的技术支持。

（撰写：邝振勋 审订：郑松辉）

weixing yuntu

卫星云图 cloud image from satellite 气象卫星获取的反映地面特征和云系状况的图像。卫星云图种类很多，按卫星种类分，有静止轨道和极轨气象卫星云图两大类；按辐射波段可分为可见光云图和红外云图；按图像表现形式分有单通道黑白云图和多通道彩色云图；按处理过程又可分为原始图像、投影图像和增强图像，例如静止轨道气象卫星圆盘图和分区图以及极轨气象卫星单轨图、区域图、多轨镶拼图和分类图像等。卫星云图是利用计算机和图像处理软件将星上遥感仪器对地观测获取的不同光谱波段的电磁信号加工处理后的产品。处理技术包括几何校正、辐射校正、噪声消除、多种信号配准、多景图像镶嵌、专题信息增强、多波段彩色合成和分类识别等。处理后的图像可直接应用于天气分析预报、大气科学和气候分析等研究领域。



北半球可见光极射赤面投影图

（撰写：刘玉洁 审订：范天锡）

weixing zaihai jiance yu yubao

卫星灾害监测与预报 disaster monitoring and forecasting by satellite 综合利用各种卫星和信息技术手段，迅速准确地获取灾害信息，及时监测重大自然灾害的发生、发展与演变过程，进行灾害预报，以为防灾、抗灾、救灾提供科学的决策依据的过程。这些技术手段的应用，将有助于提高综合减灾

能力，最大限度地减轻自然灾害所造成的损失。卫星灾害监测与预报系统所承担的主要任务包括：(1) 利用卫星遥感手段，观测和采集地面灾害与环境遥感信息，对洪涝、干旱、草原和森林火灾、台风、风暴潮、沙尘暴、地震、农林病虫害等重大灾难实现全天候、全天时动态监测；(2) 结合传统的监测预报手段，提高重大自然灾害预报及灾害评估的能力，为减灾决策提供科学依据；(3) 保障自然灾害情报信息的传递和发布。卫星灾害监测与预报系统需要多颗卫星及地理信息系统、全球定位系统、计算机网络与现代通信信息技术协同工作，通过地面的指挥控制中心进行调度。

（撰写：赵 卫 审订：柳东升）

weixing zhaoxiang zhencha

卫星照相侦察 photographic reconnaissance by satellite 军事侦察卫星利用光电遥感器（参见照相侦察卫星）对目标区进行拍照以获取图像信息的过程。为发现和识别目标，要求光电遥感器获得的图像清晰和分辨率高，卫星运行在高度为150～280 km的近地轨道上。卫星照相侦察按信息的获取方式可分为胶片舱回收式和传输式；按用途可分为普查型和详查型。使用的光电遥感器有光学型和雷达型两类。主要技术指标有地面分辨率、观测幅宽、目标定位精度和重复观测周期等。地面分辨率要求普查优于5 m，详查优于0.5 m；观测幅宽视系统而定，目前使用中的成像系统其覆盖范围从数十平方千米到数百平方千米不等；目标定位精度一般要求处理后达到200～300 m，甚至更优；重复观测周期与轨道高度有关。一般说来，分辨率越高，则瞬时观测幅宽越窄，重复观测周期越长，时效性越差。通常在同一代卫星中，采用回收方式获得的图像地面分辨率大大优于传输方式。如美国的第三代照相侦察卫星遥感图像传输式分辨率为1.5 m，返回式则达到0.15 m。遥感器要兼顾分辨率和幅宽，如美国第五代照相侦察卫星KH-11详查地面分辨率达到0.1～0.15 m，但幅宽太窄，只有5 km × 5 km左右，在海湾战争中发现其数据量过大，短时间难以处理，且一次只能拍照到很小的范围，不能适应战时需要。美国因而提出“8×”成像侦察系统，其很重要的变化是幅宽比过去提高8倍以上（150 km × 150 km）。目前卫星照相侦察开始采用多光谱成像或超光谱成像遥感器，显著提高了在复杂气象和战场条件下的成像能力。增强多光谱成像与动目标指示能力是卫星照相侦察技术的重要发展方向。

（撰写：刘恒振 审订：孙广勃）

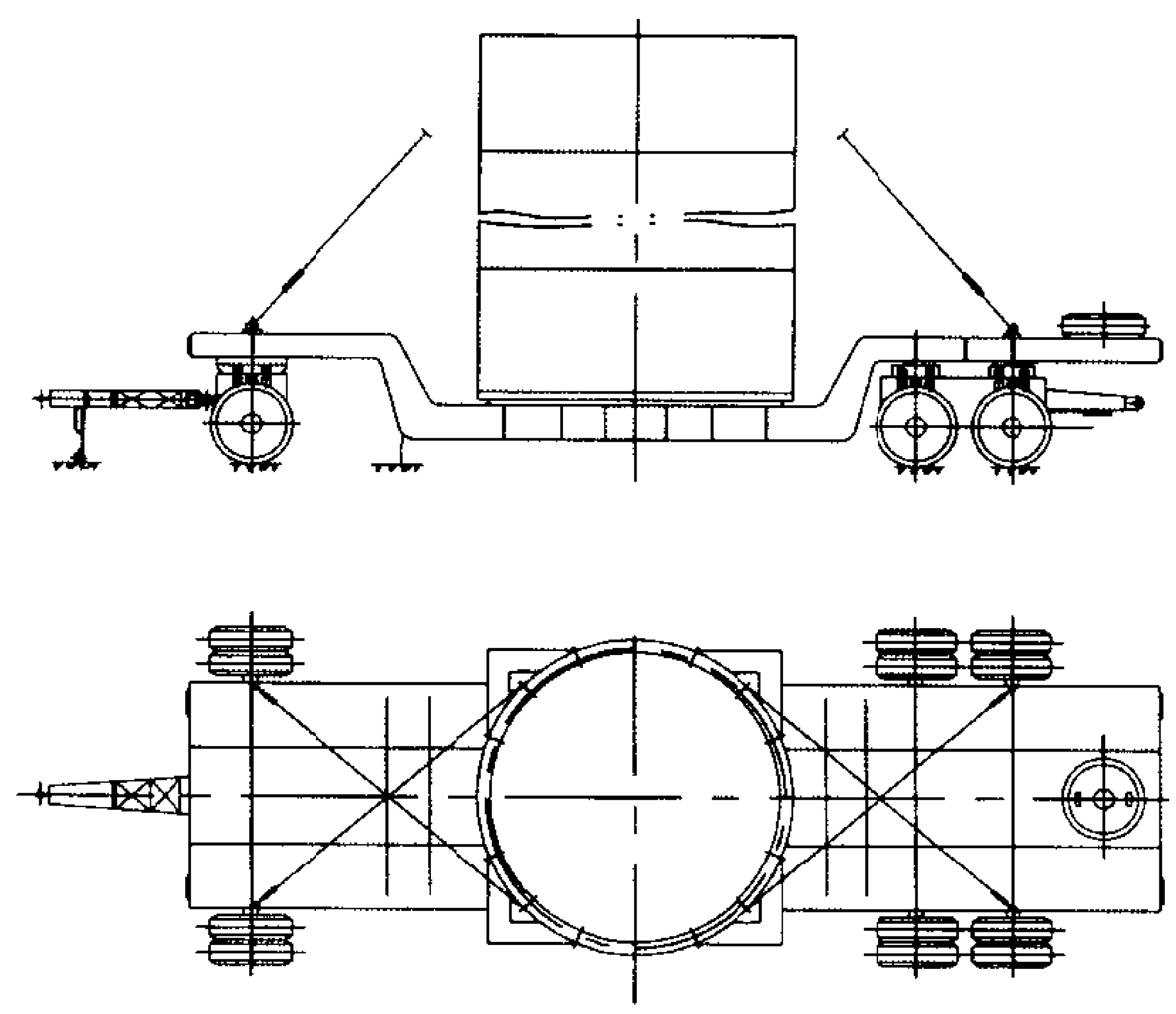
weixing zhencha

卫星侦察 satellite reconnaissance 利用卫星上的侦察设备获取军事情报的技术。卫星侦察是现代战略侦察的主要手段。在卫星上装载各种类型的侦察相机或无线电接收机，对地进行侦察，就可以获得各目标的信息，再以不同方式（回收胶片或传输信息）传回地面，经加工处理和判读后，形成军事情报，提供使用。卫星侦察的特点是：(1) 轨道高度高，发现目标快，侦察范围广，可在短时间内侦察辽阔的地域；(2) 可长期、反复地监视某一特定地区乃至全球；(3) 能在短期内或实时地提供军事侦察情报，满足军事情报时效性要求；(4) 不受国界和地理条件的限制。卫星侦察可担负战略侦察和战术侦察两种任务，有时一颗卫星同时承担两种任务。卫星侦察是利用目标的空间特性、光谱特性、偏振特性和时间特性，借助星上各种侦察设备，搜集目标反射、辐射或发射的不同波长的电磁波，以获取目标的图像或信号。卫星侦察按其功能可以分为照相侦察、微波成像侦察、电子侦察、海洋监视、导弹预警和核爆炸探测等。

（撰写：靳惠有 卞国良 佟圣奎 审订：覃正熙）

weixing zhengliuzhao chuizhi gonglu yunshuche

卫星／整流罩垂直公路运输车 vertical road transporter for satellite/fairing 专门用于垂直状态卫星／整流罩组合体公路运输的车辆，通常为全挂式专用汽车列车。又称卫星／整流罩组合体垂直公路运输车或卫星／整流罩公路运输车。其中全挂拖车的主要组成除设置卫星／整流罩组合体联接框和采用元宝形车架（质心低，运输稳定性好）及油气弹簧（弹性元件和减振元件的组合体，具有变刚度特性，减振平顺性能好）外，其他与导弹公路运输车基本相同（参见导弹公路运输车）。

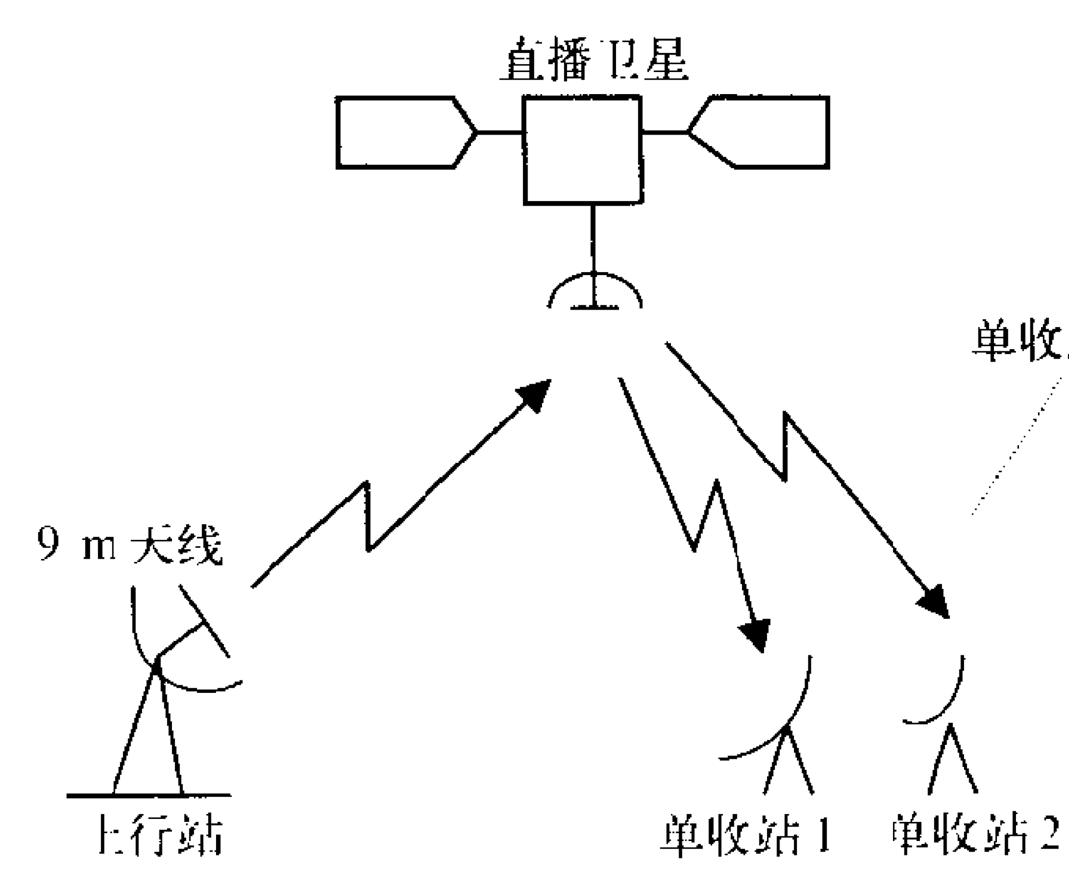


卫星／整流罩垂直公路运输车

（撰写：苏善德 审订：蔡连贵）

weixing zhibo xitong

卫星直播系统 direct broadcast satellite system 卫星传送的广播电视节目不经差转台站转播，而由用户直接接收的卫星广播系统。这种系统主要有两个特点：第一是要求卫星等效全向辐射功率足够大，覆盖区边缘在48 dBW以上；第二是用户的接收天线口径特别小，直径常在1 m以下。卫星直播系统通常由3部分组成，如图所示。(1) 卫星上行站：将电视台来的电视节目送上卫星；(2) 直播卫星：将接收到的信号放大并转发至地面（其调制方式通常为FM或QPSK）；(3) 单收



卫星直播系统示意图

站：接收天线将收到的微弱信号送到接收机放大、解调（遇到加密频道时还要解密），还原成模拟电视图像及伴音信号，以视频方式送至电视机AV端子供家庭收看，或者是将图像和伴音分别以AM和FM方式，在地面广播电视频段（48.5～700 MHz）的任意频率上，进行再调制，由普通电视机的天线输入端口送给电视机接收。按国际电联规定，卫星直播电视系统采用Ku频段，常用于播送高清晰度数字压缩编码电视。卫星直播电视通常用于卫星电视广播、电视教育及远程医疗，特别适合于边远地区这些方面的发展。我国目前蓬勃发展的“村村通”广播电视工程为卫星直播系统工程的发展打下了可靠基础，是卫星直播系统工程的良好开端。

（撰写：邝振勋　审订：郑松辉）

weixing zhidao

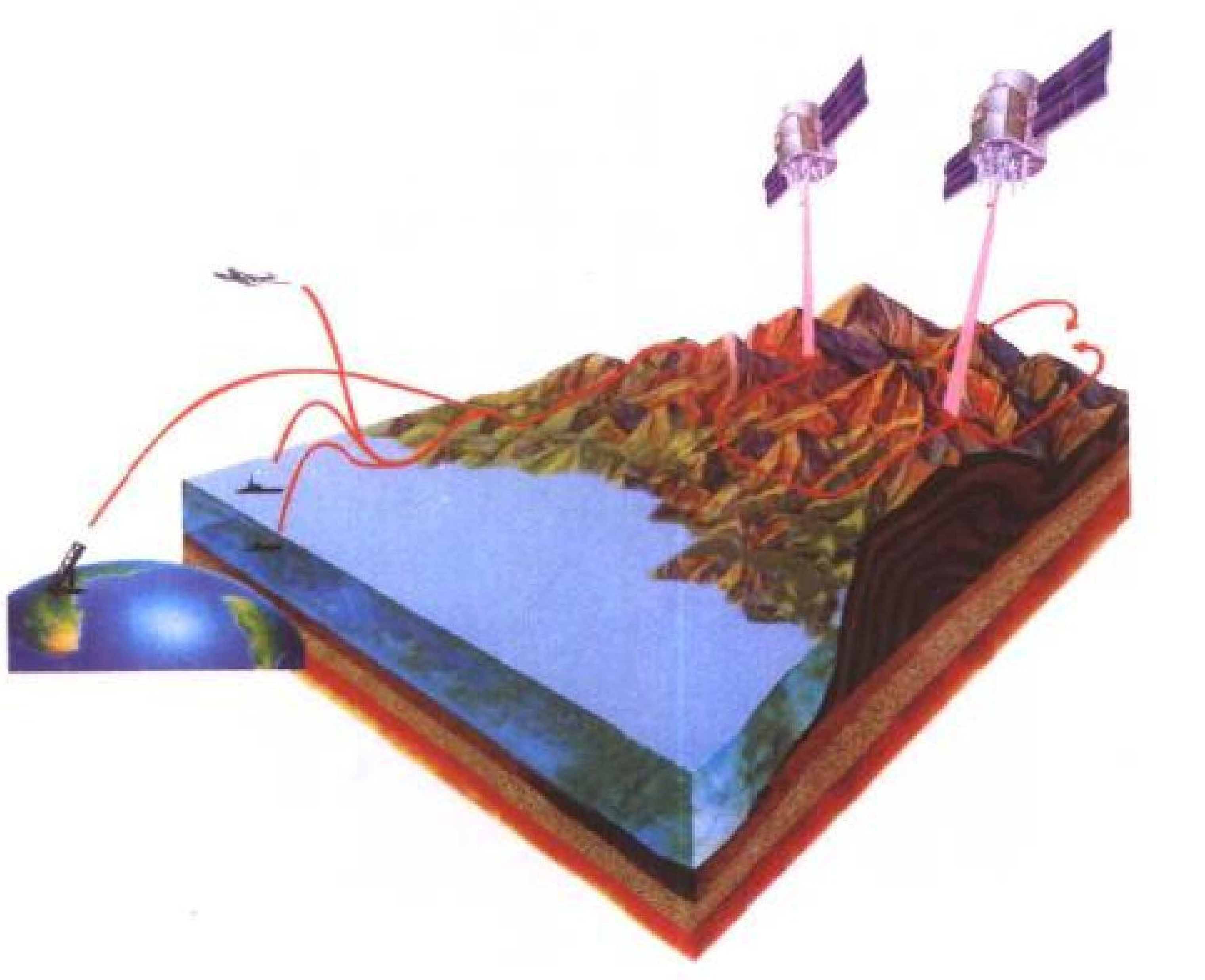
卫星制导 satellite guidance　利用导航卫星及惯导系统获取导弹实时的速度、位置及姿态信息而进行的制导。通称为卫星—惯性复合制导。卫星导航系统由导航卫星、地面站和用户设备3大部分组成。用户接收机接收卫星发播的信号。处理器将这些信号换算为导弹的位置和速度。当前经常使用的导航卫星系统有美国“全球定位系统”（GPS）和俄罗斯“全球导航卫星系统”（GLONASS）。正常情况下每个系统可保证全球任何地区在任何时刻都可同时观测4颗以上的卫星，实现全天候、高精度实时导航定位。GPS在低纬度的观测效果好，而GLONASS在高纬度的观测优于低纬度。所以，联合应用GPS-GLONASS导航系统，兼容二者的优点，可得到高精度观测数据，从而提高制导精度。参见GPS制导。

（撰写：于绍浦　审订：李连仲）

weixing zhidao daodan

卫星制导导弹 satellite-guided missile　用导航卫星作为辅助制导系统修正导航误差和提高定位精度的导弹。目前达到实用水平的导航卫星系统有美国由24颗卫星组成的“全球定位系统”（GPS）和俄罗斯由21颗工作卫星组成的“全球导航卫星系统”（GLONASS）。卫星制导导弹利用安装在弹上的导航卫星系统接收机，接收多颗卫星播发的导航信息，经弹上计算机精确计算出导弹的三维位置、三维速度和对应时间，形成修正制导系统制导误差的导引信息，再由控制系统控制导弹精确攻击目标。最先使用的是GPS辅助惯导系统，弹上接收机通过接收4颗以上卫星播发的信号，测出导弹与卫星之间的伪距后即可精确算出导弹的三维地理坐标、三维速度和精确时间信息，并给出修正惯导系统定位误差的控制指令。巡航导弹、空地导弹、反舰导弹乃至精确制导炸弹都可用卫星辅助制导系统提高其命中精度。巡航导弹用卫星辅助惯导系统后，其定位精度可提高两个数量级，最高可达米级水平。除提高精度外，卫星制导另一个优点是可克服地形匹配辅助惯导系统在水上飞行时不能正常工作的不足，并提高导弹在选择发射点和飞行路线上的灵活性。其缺点是接收机易受干扰。

（撰写：毕士冠　审订：杨宝奎）



使用GPS辅助制导的巡航导弹飞行路线示意图

weixing zhizao

卫星制造 satellite manufacturing　按照卫星设计图样及技术文件要求对卫星各零、部、组件进行加工、生产及卫星总装的过程。卫星制造一般分初样制造和正样制造。当卫星设计采用卫星公用平台时，卫星平台可不分初样制造和正样制造两个阶段，而直接进行正样制造。卫星制造厂主要负责卫星本体的制造和卫星总装（含卫星测试）。星上仪器设备均由专业厂、所制造和供应。根据卫星任务特点，卫星本体采用的结构形式有薄壁结构、整体结构、夹层结构、蜂窝结构、再入防热结构和复合材料结构等；采用的材料有高强度、高弹性模数的金属材料和复合材料。不同的零、部、组件采用不同的制造技术制造，然后组装成舱体。卫星表面和星上仪器设备表面为满足热控设计的要求，采用不同的表面涂层，以达到吸收率和辐射率的比值要求。表面涂层的种类有涂漆、电化学涂层、第二表面镜涂层和自控涂层。卫星总装应在星上仪器、设备齐套合格后开始。总装的主要内容有管路取样，电缆温控包扎和敷设，仪器、设备固定，精度检测，质量特性测试和气密性检查。在总装技术状态符合要求后，对卫星进行电性能测试（分系统测试、分系统之间的匹配测试及整星的模拟飞行试验）。在测试期间出现问题时，应组织有关人员进行分析，查明故障原因，提出处置办法，最后对处置结果进行检验，直到卫星电性能测试达到预定要求为止。

（撰写：吴开林　审订：吴健生）

weixing zhiliang

卫星质量 satellite mass　卫星为完成特定任务而配置的各种分系统、仪器、设备的质量。它是用于描述卫星性能的一个物理量，是卫星总体的主要技术指标之一。卫星质量的大小，在一定程度上可以分析出卫星所具有的功能。如果卫星只有干重，没有湿重，就表明卫星没有轨道保持和变轨能力。卫星质量也关系到对运载火箭运载能力的要求，采用同样的轨道，卫星质量大，要求运载能力就大，反之则小。卫星质量包括起飞质量、入轨质量、变轨前质量、变轨后质量、返回舱质量和卫星着陆时的回收舱质量。在卫星可行性论证时，在对任务分析后，就可确定出卫星总质量，同时将卫星总质量分配到每一个分系统。要根据技术继承性的程度，确定整星应留的质量余量，一般控制在5%～10%的范围内。在初样星和正样星验收时，必须验收每一个仪器、设备的质量，以掌握卫星总质量的变化情况。

（撰写：吴开林　审订：吴健生）

weixing zhongli tidu celiang

卫星重力梯度测量 gravity gradient measurement by satellite　在卫星上安装重力梯度仪，由梯度测量获取地球重力场信息的方法。此法适用于局部大地水准面的测定，精度达到米级。对于尚未测量的地区和很难测量地区可用此法测定大地水准面。

（撰写：卢福康　审订：常际军）

W

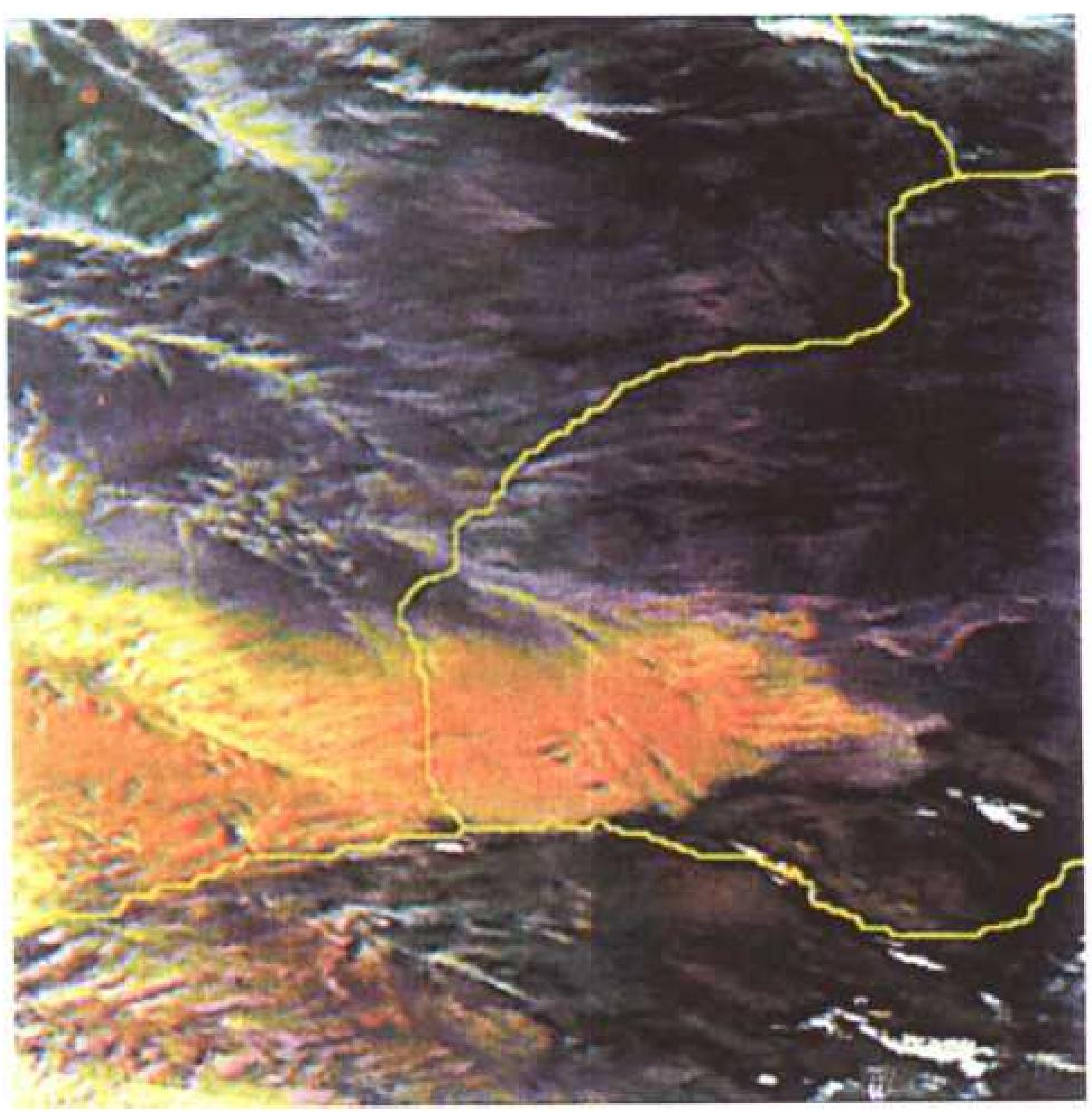
weixing ziyuan pucha

卫星资源普查 resource general survey by satellite 以卫星遥感及其地面接收和数据处理设备为技术手段进行的国土资源的大范围普遍勘察和环境监测。它可为资源详查提供准确的初始资料，以划定区域，提高工作效率，大幅度降低成本。与航空遥感相比，它勘查范围更广，对地面设施依赖程度低，对地面环境和气象条件适应能力强。它具有宏观、综合、动态和快速的特点。资源普查的内容有：地质矿产调查，土壤、土地资源调查，水利资源调查，陆地生态环境调查，农田、农业生产和植被情况调查，渔业水体生态调查与监测，海洋资源及环境变化调查及监测等。遥感卫星通过有源和无源的星载遥感设备收集、记录地面目标区域的各种目标物体辐射、反射的电磁波，并将这些信息发送给地面接收站，经判读、处理，可得到各类资源的特征和状态资料。通过卫星资源普查可在较短的时间内弄清国家自然资源和环境状况，为制定国民经济发展和社会发展规划提供物质资源数据和依据，建立国土资源信息管理系统，按资源的用途恰当分类，制定开发管理计划，制定有效的资源与环境保护措施，确保国家可持续发展战略的实施。自1972年7月美国发射“陆地卫星”1号以来，在世界范围内利用卫星遥感进行资源勘察和监测的技术日益受到各国的重视，有关资料得到普遍的应用。中国近10多年来，在引进卫星遥感技术的基础上，经过科技攻关，使卫星遥感技术从实验研究阶段进入了应用服务阶段，并于1985年和1986年先后发射两颗国土普查卫星，圆满回收。同时中国还开始研制传输型资源卫星。1999年中国和巴西合作研制的“资源”1号地球资源卫星发射成功并投入了使用。

（撰写：刘恒振　常际军　审订：李双庆　吴开林）

weixing ziranzaihai jiance

卫星自然灾害监测 natural disaster monitoring by satellite 利用气象卫星和地球资源卫星资料对自然灾害的发生、发展及受灾情况进行的监测。对人类生命财产造成损失的自然灾害有多种，用极轨气象卫星和地球静止轨道气象卫星的可见光和红外通道的数据和图像可以监测的灾害主要有台风、洪涝、干旱、森林和草场火灾、雪暴、沙尘暴、大面积虫灾和赤潮等。对自然灾害的监测，首先要获取受灾地区的资料，针对不同灾害使用不同的光谱通道，进行相应的图像处理和判读，快速准确地给出受灾地点、范围和程度，快速地向政府决策部门提供灾情信息。利用气象卫星对自然灾害进行监测的特点是范围大，时效快，能够监测灾害发生和发展的动态过程。由于空间技术的飞跃发展及遥感技术的日趋成熟，对自然灾害的遥感监测正在从图像目视识别到数字化、从定性到定量方向发展。随着判读的自动化和应用系统及各级服务网的建立和完善，灾情监测及损失评估水平将会进一步提高。



利用卫星获取的中国西部地区沙尘暴监测图

（撰写：肖乾广　审订：范天锡）

weixing zuwang

卫星组网 satellite networking 根据一定宗旨和任务，将多个以单星模式工作的卫星或以星座模式工作的卫星组织起来，建立一个完整的获取信息的网络。卫星组网后，不仅可以提高获取信息的时间分辨率，而且可以不间断地提供信息，从为一个部门转向为众多部门提供信息服务。卫星组网是未来卫星开发和应用的发展趋势，如“国际通信卫星”、“国际海事卫星”、全球定位系统、宽带多媒体数据传输星座、数据中继卫星与各类遥感卫星的星间传输系统等。卫星组网是建立天基综合信息网（SBSIN）的重大步骤，卫星网则是天基综合信息网的重要组成部分。

（撰写：吴开林　审订：刘品雄　葛之江）

wenbeifen

温备份 warm sparing 备份冗余系统中只有个别公用部件处于加电工作状态的备份冗余方式。该加电部件用以定期地保存系统运行中的关键数据和状态，这样当主份发生故障时，由切换开关控制对备份加电，备份就可以迅速自主地恢复运行。它是对热备份或冷备份冗余的改进。温备份实现的关键是硬件上采用抗干扰和抗闩锁的存储器，用以保存系统运行中的关键信息；软件上必须在各个定期检查点保存系统状态，从而在出现故障时完成相应的恢复。20世纪90年代以来，空间计算机应用检测设备器件成为一大研究热点，温备份技术则较好地适应了这一新变化。

（撰写：蒋轩祥　审订：陈作人）

wendu chongji shiyan

温度冲击试验 temperature shock test 确定产品能否承受周围环境温度急剧变化，不产生物理损坏或工作性能下降的试验。该项试验由试验温度、保温时间、转换时间和循环次数几个参数确定。保温时间或者等于实际工作时间，或者等于达到稳定温度所需要的时间。产品在两种环境（高温和低温）之间的转换应尽可能快，转换时间不能超过5 min。循环次数通常为3次。温度冲击试验设备由高温试验箱和低温试验箱组成。两箱的位置应便于被试产品在两箱之间迅速转换。

（撰写：丁恕海　审订：王文忠）

wendu shengli xiaoying

温度生理效应 thermal-physiological effects 在载人航天飞行中，因航天器舱室温度调节失控或出舱活动个人防护装备温度调节失灵，致使温度升高或降低而导致的人体器官功能变化。航天器座舱环境的温度升高或降低都会使人体器官产生一系列反应。在高温条件下，人体热平衡状态改变，致使

体温升高，大量分泌汗液；心血管和呼吸功能增强，血管扩张，心跳加速，氧耗量增加；胃肠道消化功能受到严重影响，胃液分泌减少，收缩与蠕动力量减弱，胃排空时间延长；中枢神经系统功能出现先兴奋后抑制，注意力分散，记忆力减弱，反应灵活性降低，错误增加，操作失误等。在低温条件下，人体出现代偿性生理功能的改变，外周血管收缩，代谢产热量增加，在严重的冷暴露中，体表血流量显著降低。当局部温度降至冰点以下时就会出现局部冻伤。如果寒冷继续，则会出现人体的“冻僵”状态，直至死亡。因此，航天员所面临的温度环境必须控制在适宜的范围内。

（撰写：王德汉　审订：魏金河）

wendu tiaojie xitong

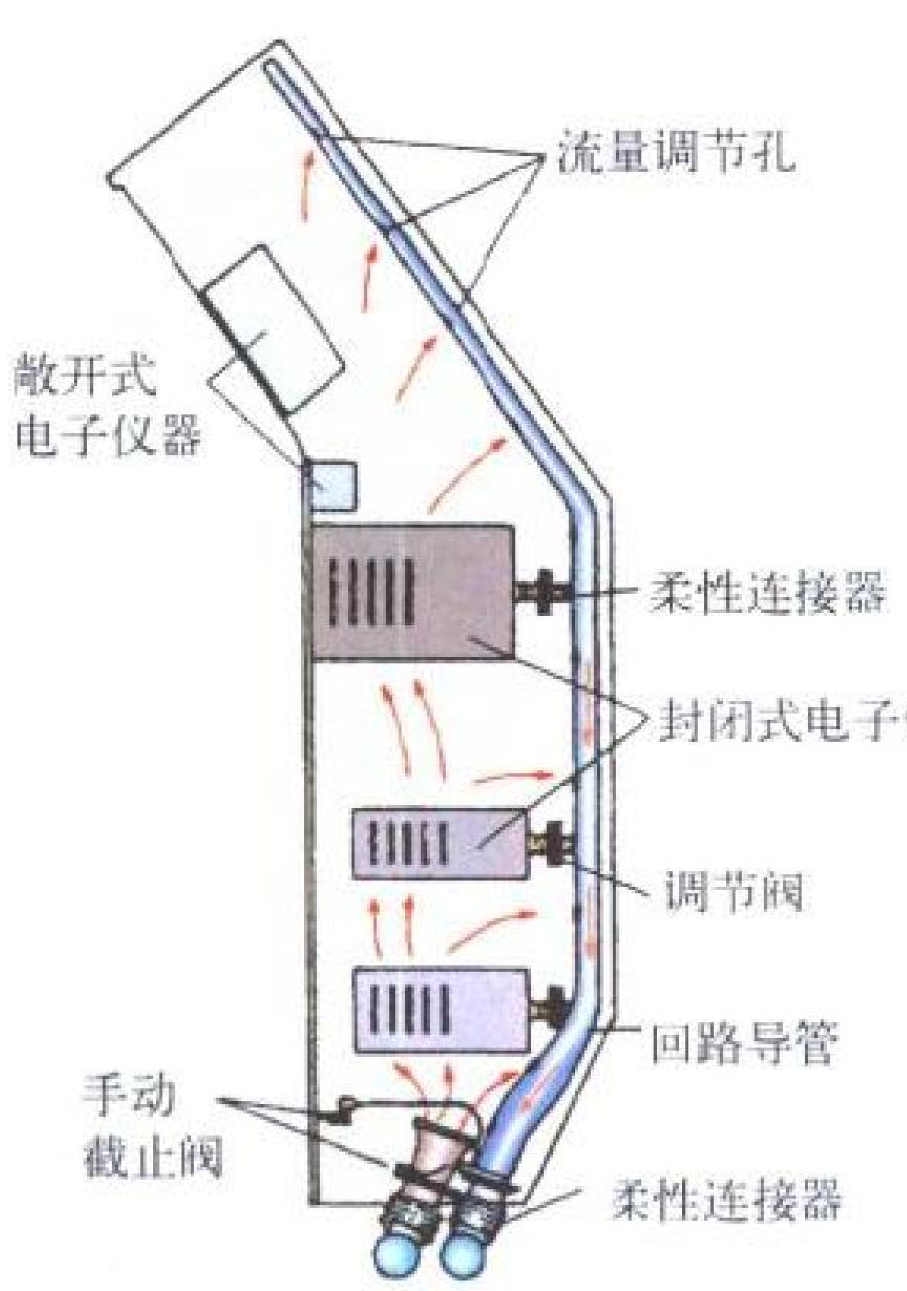
温度调节系统　temperature regulation system　调节载人飞船舱内仪器设备、结构部件和空气温度的整个热控制系统。它在应用被动热控（包括涂层、多层隔热材料和热管等）技术的基础上，采用主动热控（包括百叶窗、电加热控温和流体循环回路）方法，特别是强大的液体循环回路热控技术，可把载人飞船温度控制在要求的范围之内。在此基础上，设置由专用的气／液换热器、循环风机组成的分系统来控制工作舱内空气的温度，使之保持在适于航天员生活和工作的21 ± 4℃。

（撰写：郭　舜　审订：文耀普）

wendu yu shidu kongzhi zixitong

温度与湿度控制子系统　temperature and humidity control subsystem　主要通过排热除湿方法使乘员舱大气温度、湿度维持在舒适水平的载人航天器设备。温度控制系统的主要热负荷来自航天员的代谢热及舱内仪器设备产热等。要使舱内大气维持在航天员的舒适温度，就必须不断地排出热负荷，建立起舒适温度下的热平衡。航天员代谢热和设备产热借助于通风系统经气／液热交换器传输到循环流体回路，流体回路再把热传递到空间辐射散热器，最终散发到空间热沉。流体回路可有单回路和复合回路两种。工质液体需要适应低温条件，常用的液体有乙二醇水溶液和硅脂等。大型航天器一般采用复合式散热，工质分别为水和氟利昂。除为乘员舱大气散热外，还要为电子设备舱的仪器设备散热。下图为电子设备舱散热示意图。湿度控制基本上采用冷凝法，即把空气中的水蒸气冷凝成水，然后用毛细式或离心式分离器把水与气体分离。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）



电子设备舱散热示意图

wenshi kuoxian

温湿廓线　temperature and humidity profiles　大气温度或湿度随高度或气压的分布曲线。利用星载辐射计，选择大气气体（如CO_2、O_2、H_2O等）的红外、微波吸收带通道探测来自不同大气层的热辐射，通过求解辐射传递方程可反演出大气温湿廓线。美国“诺阿”卫星上装置了大气业务垂直探测器(TOVS)，它由高分辨率红外辐射计、微波探测装置和平流层探测装置组成，是目前用于反演大气温湿廓线的代表性遥感器。TOVS温度廓线误差约为2.5 K，晴空情况较好，多云情况较差；500 hPa层左右较好，对流层顶及近地面层较差。晴空条件下的TOVS湿度廓线误差约为25%，其中较低层较好，较高层较差。实践证明，TOVS资料的应用大大改进了常规探测资料缺乏地区——南半球的数值天气预报水平，为气候学研究积累了大量的宝贵资料。然而温湿廓线反演精度仍不能满足数值预报及气候学研究的需要。为了满足数值预报的需要，新型微波探测器，如“先进微波辐射计”(AMSU)已于1998年发射上天；新型红外大气探测器也研制成功，它们由数千个通道组成，将装在新一代卫星上，与AMSU组合使用，可使温度廓线反演精度达到1 K，湿度廓线精度达到10%。我国将在第二代极轨气象卫星“风云”3号上装载红外和微波大气探测器，可用于温湿廓线反演。

（撰写：张凤英　审订：范天锡）

wendingqun

稳定裙　stabilizing skirt　又称安定裙。弹道导弹可分离头部的稳定装置。它位于战斗部后部。再入大气层时，稳定裙给可分离头部提供足够的静稳定度。稳定裙外形通常有截锥形与抛物线旋成体形，主要用于承受侧向压力、轴向惯性力以及气动加热引起的高温。稳定裙结构应有足够的强度与刚度。

（撰写：赵　颖　审订：李邦复）

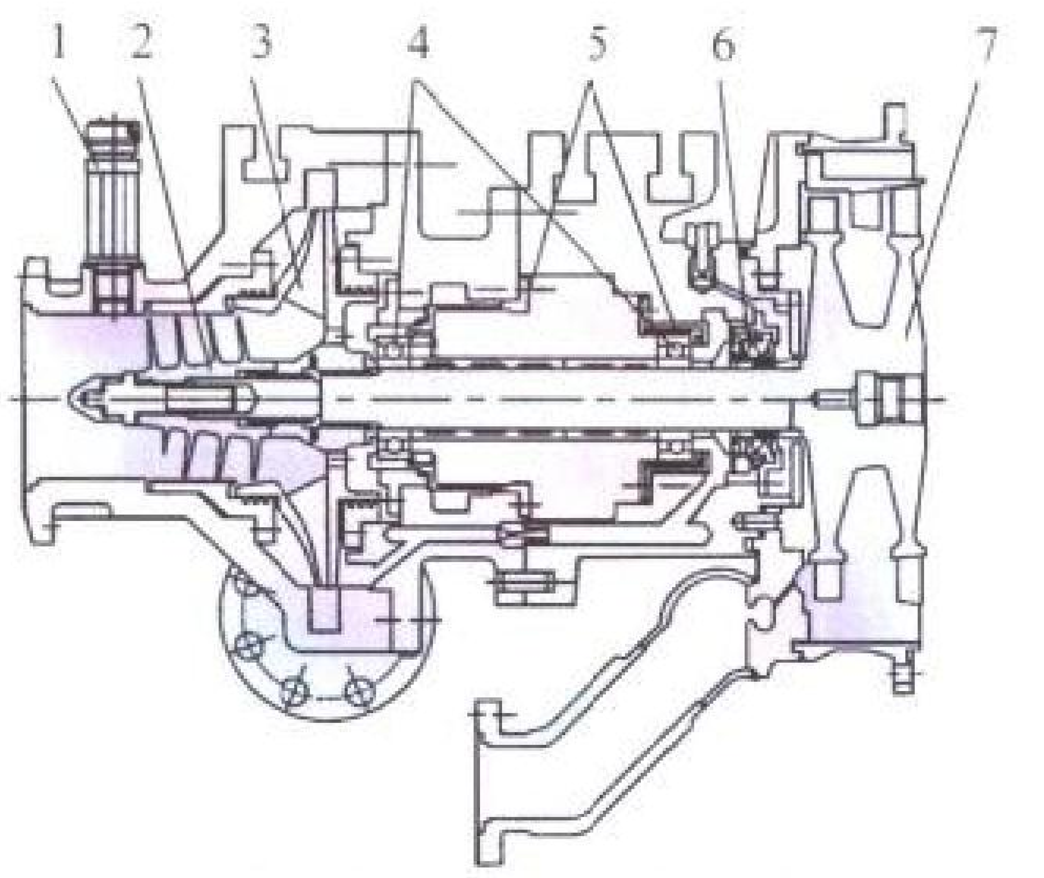
wenyaqi

稳压器　voltage regulator　又称稳压电源。当输入电压或负载电流在一定范围内变化时，能自动保持输出电压基本不变的装置。按所稳定的输出电压的种类不同，分直流稳压器和交流稳压器。由于导弹和卫星上所用直流电源（化学电池或太阳电池）的输出电压值单一且随负载、环境和力学条件变化，而用电设备又要求直流电源的输出电压基本稳定，有的还要求与公用主电源隔离以免互相干扰，因此，导弹和卫星上广泛使用直流稳压器。交流稳压器一般不单独使用。

（撰写：马宝国　审订：刘坤山）

wolunbeng

涡轮泵　turbopump　液体火箭发动机推进剂供应系统中涡轮和泵组合的总称。主要功能是将贮箱里的推进剂增压，并输送至推力室等相应部位。它有同轴式、齿轮式及双涡轮式3种总体结构方案，每种方案基本上都由涡轮、泵、动（静）密封和支承系统等组成，齿轮式还有齿轮传动系统。泵由涡轮驱动，一般采用带诱导轮的单级或多级离心泵。涡轮工质为推进剂燃气或其蒸气，通常是冲击式或小反力度涡轮。动密封常用迷宫密封、浮动环密封、膜盒式端面密封或流体动压密封。支承系统包括轴承及支承壳体，它与涡轮泵转子工作特性密切相关：转子在刚轴下工作时，采用刚性支承；转子在柔轴下工作时，采用弹性支承。对于低温液体推进剂，特别是液氢介质，由于其密度低，为满足系统压强要求，涡轮泵转速要求很高，使转子基本上为柔轴工作，甚至在转子的第三、四阶临界转速间工作。主要工作参数有工作转速，涡轮、泵的质量流量，进、出口压力与温度和功率等。评价涡轮泵的主要性能指标是效率、比功率和泵的抗气蚀性能等。



氢涡轮泵总体结构示意图

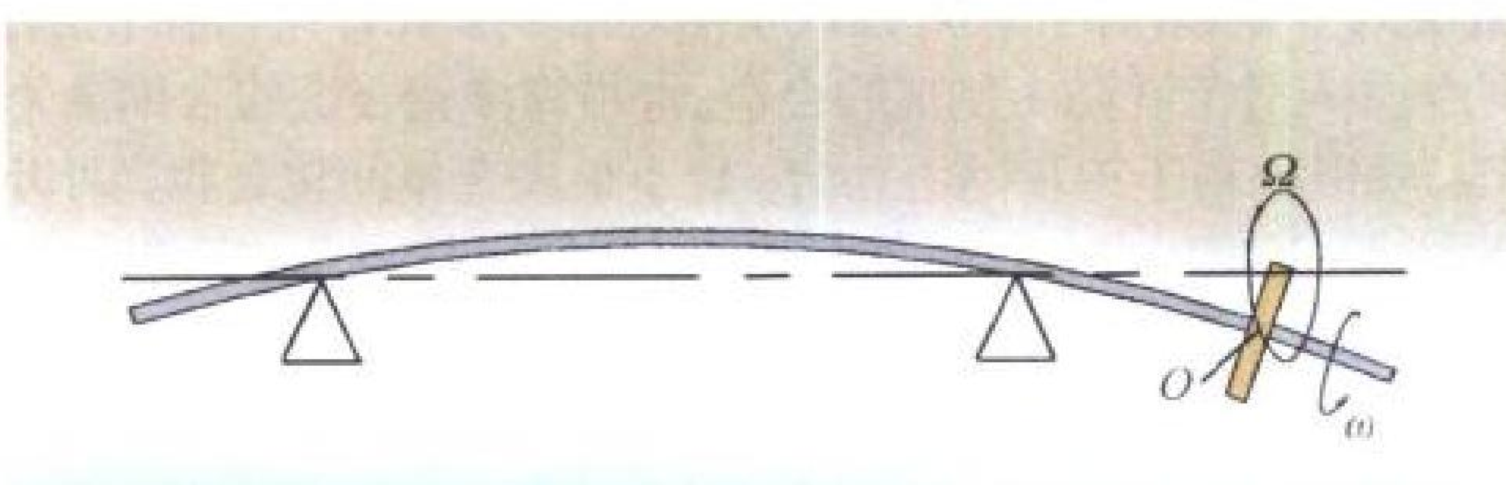
1—转速线圈；2—诱导轮；3—离心轮；4—轴承；5—支承；6—动密封；7—涡轮转子

（撰写：王兆斌　审订：刘小渝）

wolunbeng zhuanzi citongbu zhendong

涡轮泵转子次同步振动　subsynchronous whirl of turbopump rotor　涡轮泵在柔轴条件下工作时，转子除以工作角频率 ω 绕转子中心线旋转外，同时以低于工作转速的某一固定频率 Ω 绕支承中心线旋转的自激振动，如图所示。涡轮泵转子次同步振动会在极短时间内导致涡轮泵的破坏。诱发涡轮泵转子次同步振动的因素很多，主要有转子与支承系统的阻尼，泵、涡轮及间隙密封的流体动力干扰以及转子材料的迟滞作用等。解决涡轮泵转子次同步振动的技术途径包括增加转子刚性，调整支承系统阻尼以及控制泵、涡轮及间隙密封的流体动力干扰等。可以通过涡轮泵转子次同步振动发生的起始转速值 ω_s 来判断涡轮泵的工作稳定性，当 ω_s 大于 ω 时，涡轮泵可稳定工作。ω_s 按下式计算

$$\omega_s=f_r\left[1+\frac{\xi_e}{\xi_i}\left(\frac{K_2}{K_1}\right)^2\right]$$



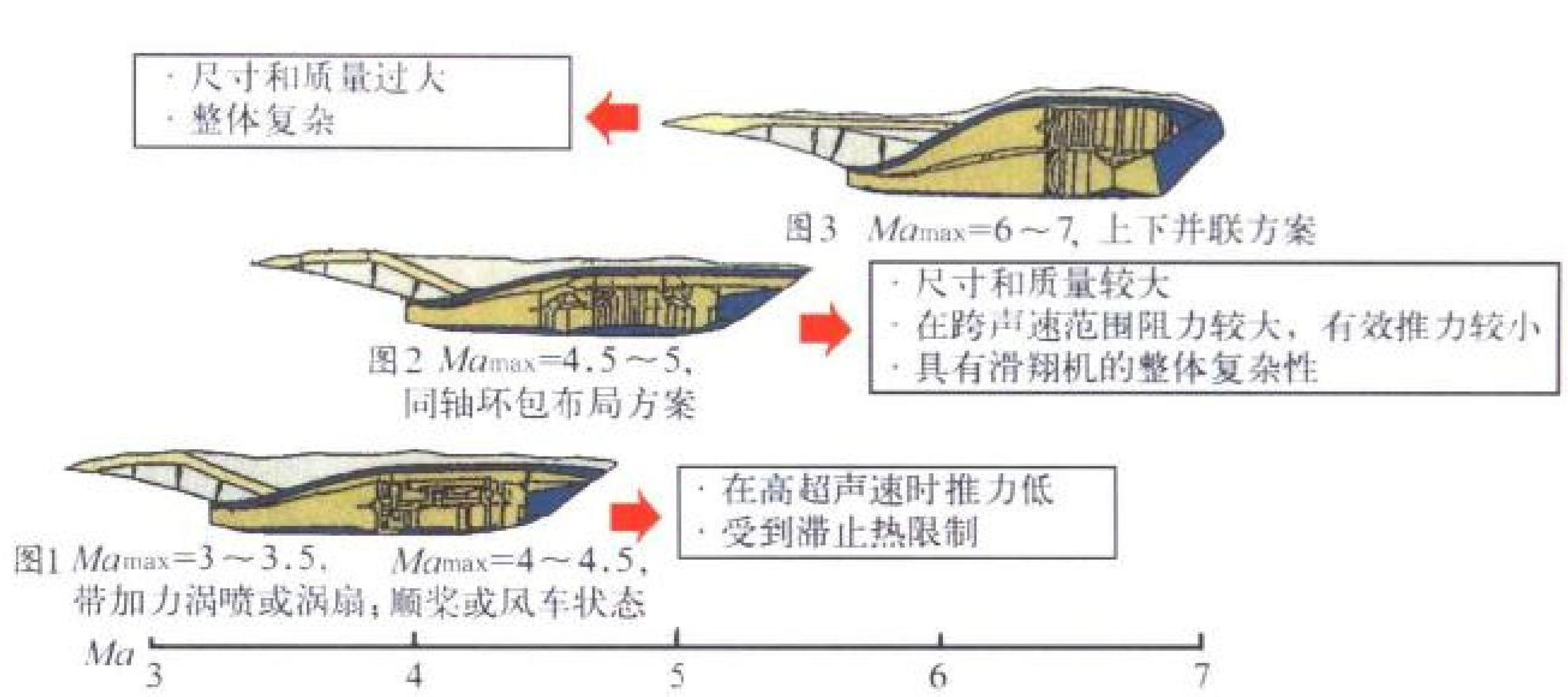
涡轮泵转子次同步振动示意图

式中 ω_s 为次同步振动发生的起始转速，亦称次同步门槛值；f_r 为转子的低阶固有频率；ξ_e 为转子系统外阻尼；ξ_i 为转子系统内阻尼；K_2 为转子刚度；K_1 为支承刚度。

（撰写：王兆斌　审订：刘小渝）

wolun chongya fadongji

涡轮冲压发动机　turbo-ramjet engine　涡轮（涡喷、涡扇）和冲压两种发动机组合工作的推进装置。两种发动机共用进气道和尾喷管。将涡轮核心机和冲压发动机以不同方式组合在一起，相应的组合发动机便具有不同的最高工作马赫数。随着飞行速度的提高，压气机和涡轮的效率急剧下降，这时使压气机处于顺桨或风车状态，而冲压燃烧室（加力室）可继续单独工作，飞行范围可扩大至 Ma_{max}=4～4.5（图1）；飞行马赫数再高时，由于涡轮和压气机叶片材料性能的限制，需将涡轮核心机关闭，使气流经过旁路进入冲压燃烧室。为减

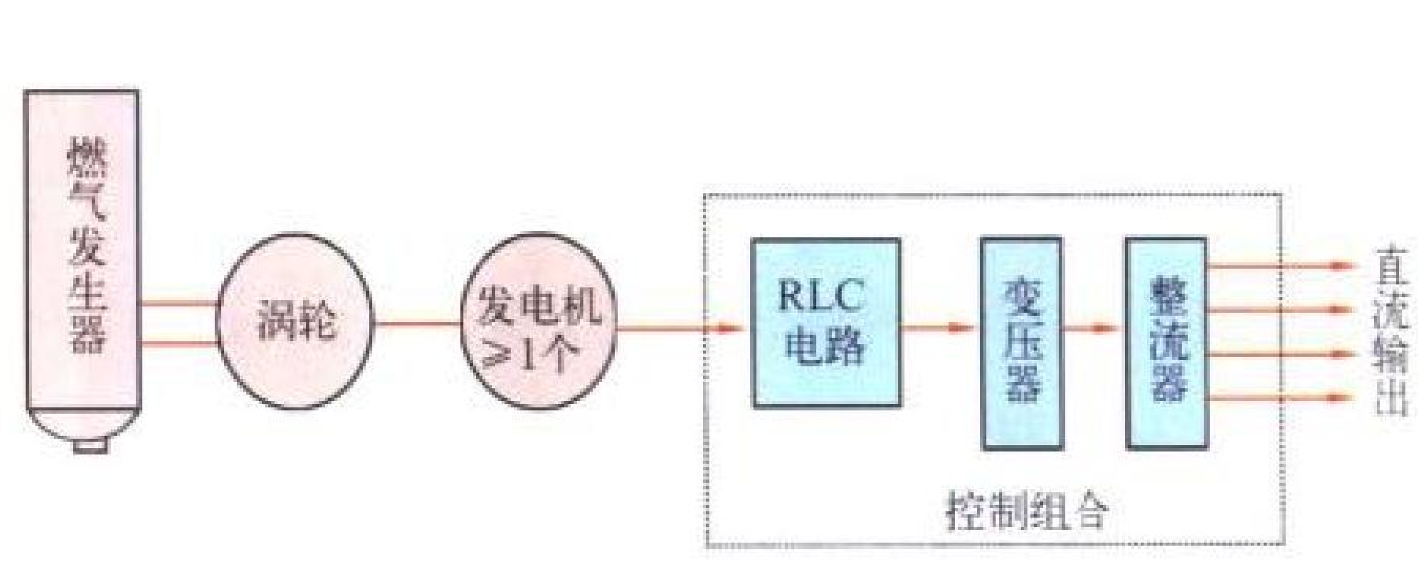


小气动阻力，涡轮与冲压通道应采取同轴串联布局，称为同轴环包涡轮冲压发动机，其飞行范围可扩大至 Ma_{max}=4.5～5（图2）。随着飞行速度的进一步提高，在高马赫数下设计的进气道会在低马赫数时引起流经涡轮核心机的流量过剩，为此应使涡轮和冲压同时工作，即应使涡轮和冲压通道呈并联布局；当 Ma_{max}=3～3.5时，关闭涡轮核心机，冲压发动机单独继续工作，这种上下并联布局的涡轮冲压发动机可以工作至 Ma_{max}=6～7（图3）。涡轮冲压发动机具有较高的比冲，但推重比较低，适用于以巡航为主的超声速推进需求。

（撰写：叶中元　审订：刘兴洲）

wolun fadianjizu

涡轮发电机组　turbo generator set　由气轮机、空气涡轮或水轮机等原动机和被其驱动的一台或多台发电机组成的一组发电设备。这种装置可以将其他形式的能量先转换为机械能，再转换为电能，以便为用电设备提供电力，其中不包括调相机、变频机和电动机。燃气涡轮发电机和空气涡轮发电机在飞行器上应用最为广泛。燃气涡轮发电机以推进剂燃气作为能源，而空气涡轮发电机以高压空气或迎面气流形成的冲压空气作为能源。燃气涡轮发电机在火箭与导弹系统上作为一次电源被大量使用。它主要由固体或液体推进剂燃气发生器、涡轮发电机和控制组合装置等组成，具有可降低电源系统体积和质量的优点，但其制造、使用与维护过程比较复杂。图中所示发电机（组）为永磁感应子式发电机，电阻—电感—电容（RLC）电路用于稳定发电机输出电压频率，变压器和整流器输出负载所需的各种直流电。



RLC谐振电路稳频的燃气涡轮发电机（组）

（撰写：赵颖　审订：李邦复）

wolun huojian chongya fadongji

涡轮火箭冲压发动机　air-turbo-ramjet (rocket) engine　涡轮、火箭、冲压3种发动机组合工作的推进装置。根据循环方式的不同，这种发动机主要可以分为：(1) 具有燃气发生器循环的涡轮火箭冲压发动机。火箭自带燃料和部分氧化剂（故称为燃气发生器），排出的富燃燃气驱动涡轮后流入冲压燃烧

W

室进行二次燃烧（图1）。(2) 具有膨胀循环的涡轮火箭冲压发动机。火箭发动机完全不带氧化剂，而是利用液氢流经热交换器后变为气氢再驱动涡轮（同时冷却高温壁面或来流），随后纯气氢排入冲压燃烧室进行燃烧（图2）。涡轮和压气机的

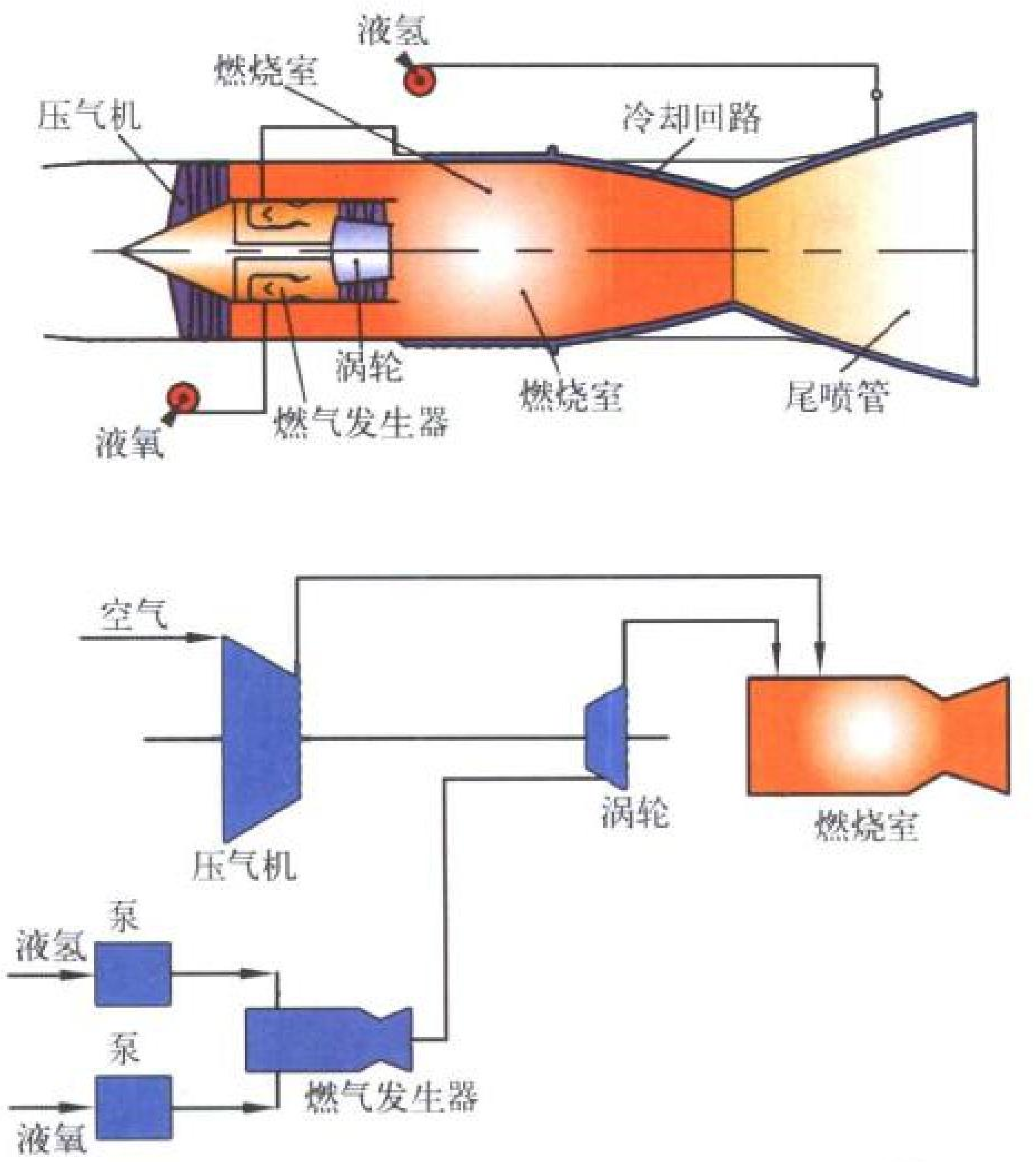


图1 具有燃气发生器循环的涡轮火箭冲压发动机

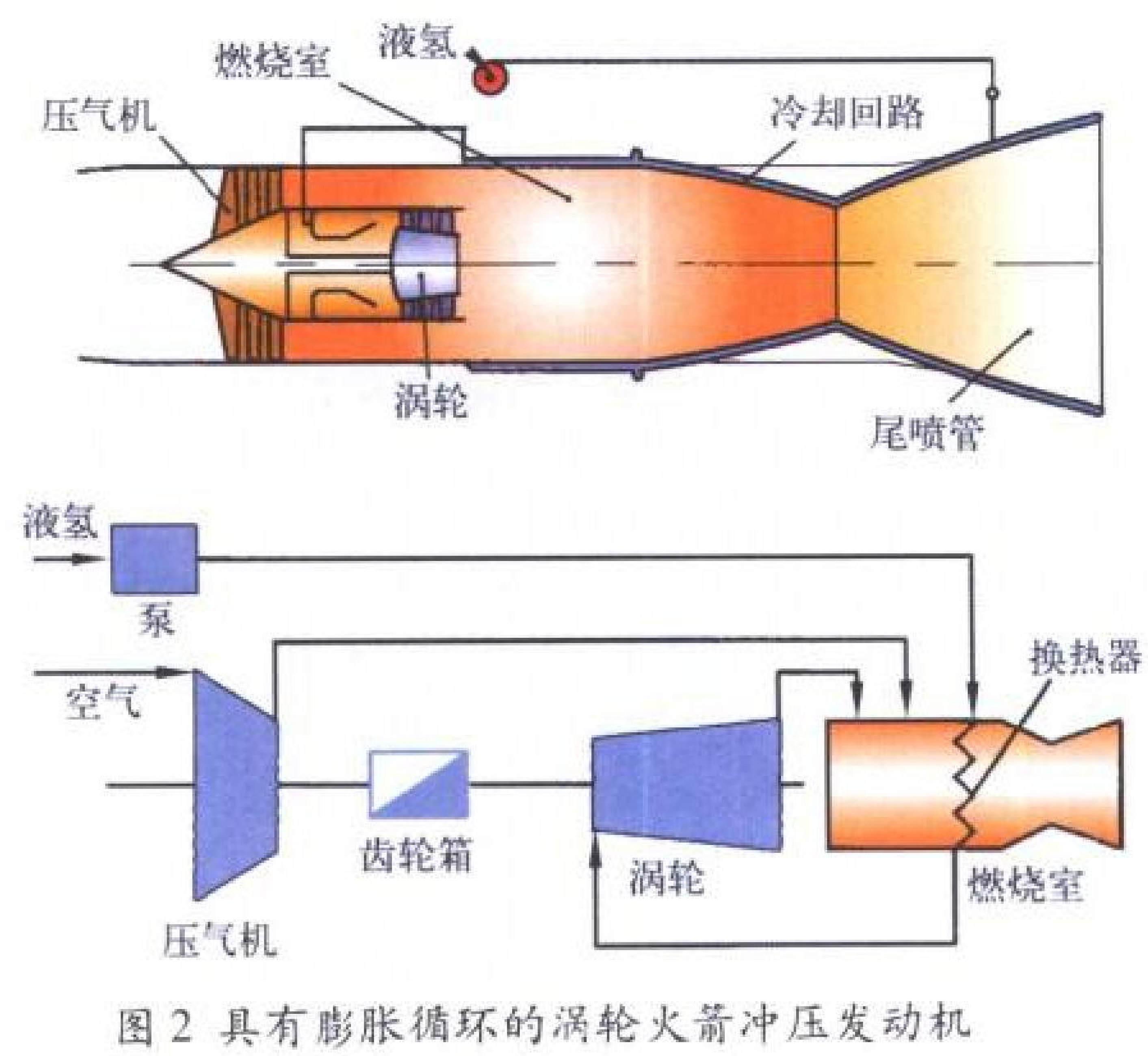


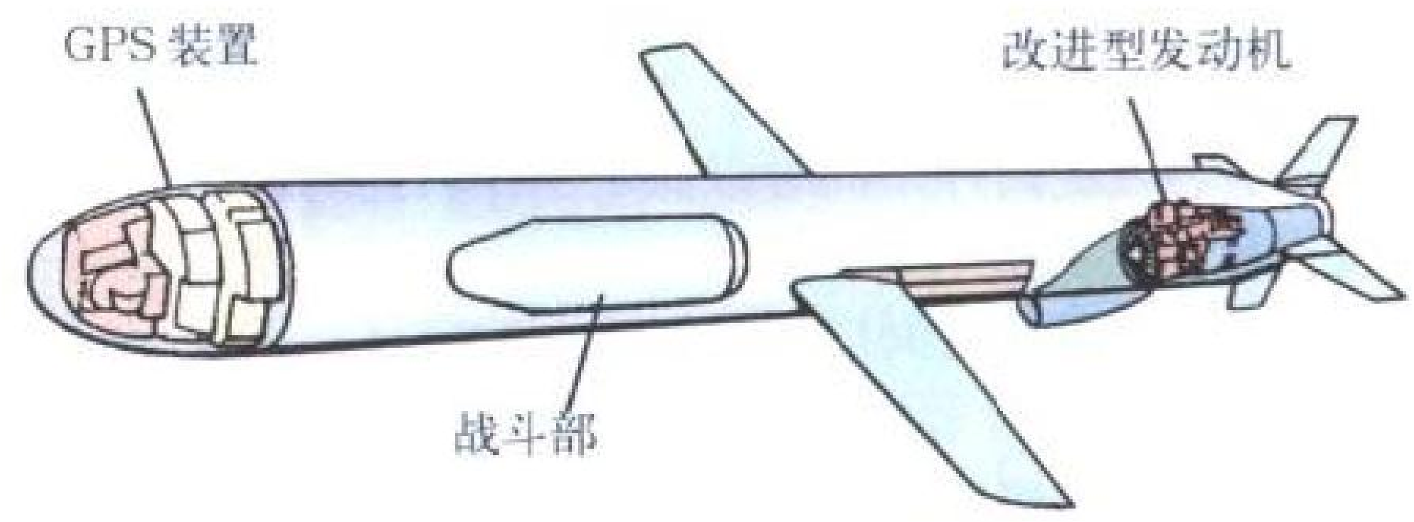
图2 具有膨胀循环的涡轮火箭冲压发动机

耦合可有单轴、双轴、叶尖涡轮等不同方式。在这些发动机中，由于驱动涡轮的气流温度不受或少受飞行速度的影响，飞行的工作范围可达Ma=0～6；同时由于少带或不带氧化剂，发动机的比冲有很大提高，但热交换器等结构质量的增加会使推重比降低。因此这类发动机适用于以巡航为主的低高超声速推进任务，如$Ma<6$的洲际飞机及高超声速导弹等。

（撰写：叶中元　审订：刘兴洲）

wopen huo woshan fadongji daodan

涡喷或涡扇发动机导弹 turbojet or turbofan engine missile　用涡轮喷气发动机或涡轮风扇发动机（简称涡喷或涡扇发动机）作推进系统的导弹。两者的共同特点是都用涡轮带动压气机给空气增压。不同之处是涡扇发动机带有低速转动的风扇，它可将流入进气道的空气按一定比例分为两股，一股经风扇压缩从外涵道直接流入喷管；另一股和普通涡喷发动机一样，经压气机、燃烧室、涡轮，从内涵道流入喷管。两股气流在喷管入口处混合后排往大气。为满足导弹在生存能力、突防能力、多平台发射能力和经济性方面的需要，对弹用涡喷和涡扇发动机的共同要求是尺寸小，性能高，质量小，成本低，使用可靠，并有大的轴向和横向过载承受能力。为此，要在设计、选材、造型、制造工艺等方面采取多种措施。常采用“S”形埋入式或半埋入式腹部进气道、混合式压气机和甩油盘式环形燃烧室，合并和减少零部件，选用整体铸造和钣金焊接工艺。用涡喷发动机作推进系统的导弹有中、远程亚声速反舰导弹和空



使用新型涡扇发动机的巡航导弹示意图

地战术导弹；涡扇发动机因耗油率低、推重比大和排气流红外辐射强度低，多用于远程巡航导弹。

（撰写：毕士冠　审订：黄瑞松）

wushentong

钨渗铜 copper-infiltrated tungsten　用粉末冶金方法将钨粉或混入少量铜粉的钨粉，经成型后烧结成多孔骨架，再将熔融的铜渗入骨架孔隙中制成的合金。常用钨渗铜合金的含铜量为7%～50%。由于钨和铜不互溶，也不形成金属间化合物，两者的熔点、密度、晶格结构都相差很大，所以该合金的组织结构实质上是一种两相结构的复合材料。它兼有两种组分的特性，综合了钨的高熔点、高强度、高硬度和铜的高导热、高导电、抗热震及可加工性，且其性能与组分比和金相结构有关。钨渗铜材料广泛用作固体火箭发动机喷管喉衬、燃气舵等超高温防热部件，各种抗烧蚀、抗熔焊、抗磨损的特种电极和触头以及其他构件和配重材料等。该材料的主要性能和用途见下表。

（撰写：谭建安　审订：巫世杰）

钨渗铜材料的主要性能和用途

材料	密度 g/cm³	抗拉强度 /MPa		抗弯强度 MPa	电阻率 μΩ·cm	弹性模量 GPa	用途
		室温	1600 ℃				
W-7Cu	17.3～17.6	400～800	80～120	—	—	320～350	喉衬、燃气舵
W-10Cu	16.8～17.3	350～700	60～100	> 820	< 6.5	300～320	喉衬、燃气舵、触头
W-15Cu	16.0～16.5	—	—	> 780	< 5.7	260～300	喉衬、构件、触头、电极
W-20Cu	15.1～15.7	—	—	> 750	< 5.2	—	穿甲弹、构件、触头、电极
W-30Cu	13.8～14.2	—	—	> 680	< 4.1	220～250	穿甲弹、触头、电极
W-50Cu	11.8～12.4	—	—	—	< 3.2	—	触头、电极

wujiechu jiagong

无接触加工 untouched processing 在空间材料制备过程中，尤其是制备大块金属玻璃时，为了获得最大的过冷度，利用无容器凝固的工艺方法，将材料浮置在空中，不与任何物体相接触进行加工的过程。浮置和定位一般通过下列的途径实现：(1) 声浮置，即利用高能量的声波场，可应用于任何材料，样品的尺寸必须远小于声波的波长，并且不能在真空中应用；(2) 电磁浮置，即利用交变电磁场在样品中感生的涡流进行浮置和加热，只能应用于导电材料；(3) 静电浮置，即利用库仑力，适于真空中使用；(4) 气动浮置，即利用适当组合起来的喷嘴射出的高速气流支撑样品。

(撰写：战再吉　审订：孙力玲　王文魁)

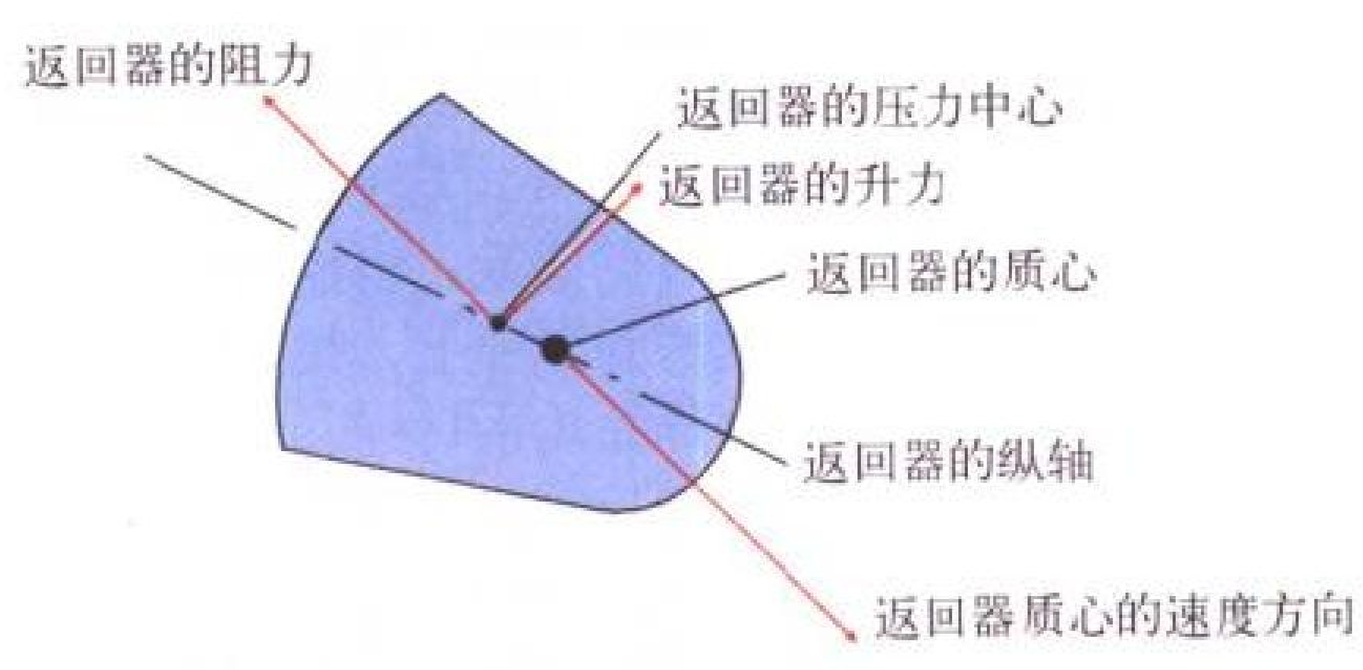
wukong huojian

无控火箭 unguided rocket 不带飞行控制和制导设备的火箭。它结构简单，成本较低，使用方便，但精度较低。无控火箭可以用作非制导武器（如火箭弹），也可民用（如探空火箭）。影响无控火箭精度的主要因素包括尺寸、质量、发动机静态与动态参数偏差、气象条件和发射装置的类型。为了提高精度，在计算发射诸元时可以加入弹道修正量和气象修正量。无控火箭可采用3种飞行稳定方式，即旋转稳定、尾翼稳定和二者的结合。作为武器使用的无控火箭，在第二次世界大战期间及以后得到了很大的发展，如前苏联的“喀秋莎”火箭。它的主要组成部分是发动机和战斗部。为了方便操作，发动机通常采用固体推进剂。无控火箭适合使用多种战斗部，包括子母弹战斗部。它可有多种发射方式，可装备在飞机、直升机和水面舰船上，也可由地面发射装置发射。

(撰写：吴宏斌　审订：魏其勇)

wukong zairu

无控再入 non-control reentry 返回器再入地球稠密大气层的过程中虽有升力，但对升力不加以控制的再入。无控再入一般应用于采用旋成体外形、小头朝前的返回器。这种返回器的质心沿速度方向位于压心之前，且在返回器的纵轴上。在再入地球稠密大气层的过程中，返回舱依靠自身的气动稳定性，可以从再入地球稠密大气层开始时的任意姿态逐渐转至小头朝前的姿态，从而为再入防热设计和回收着陆设计创造了较为良好的条件。

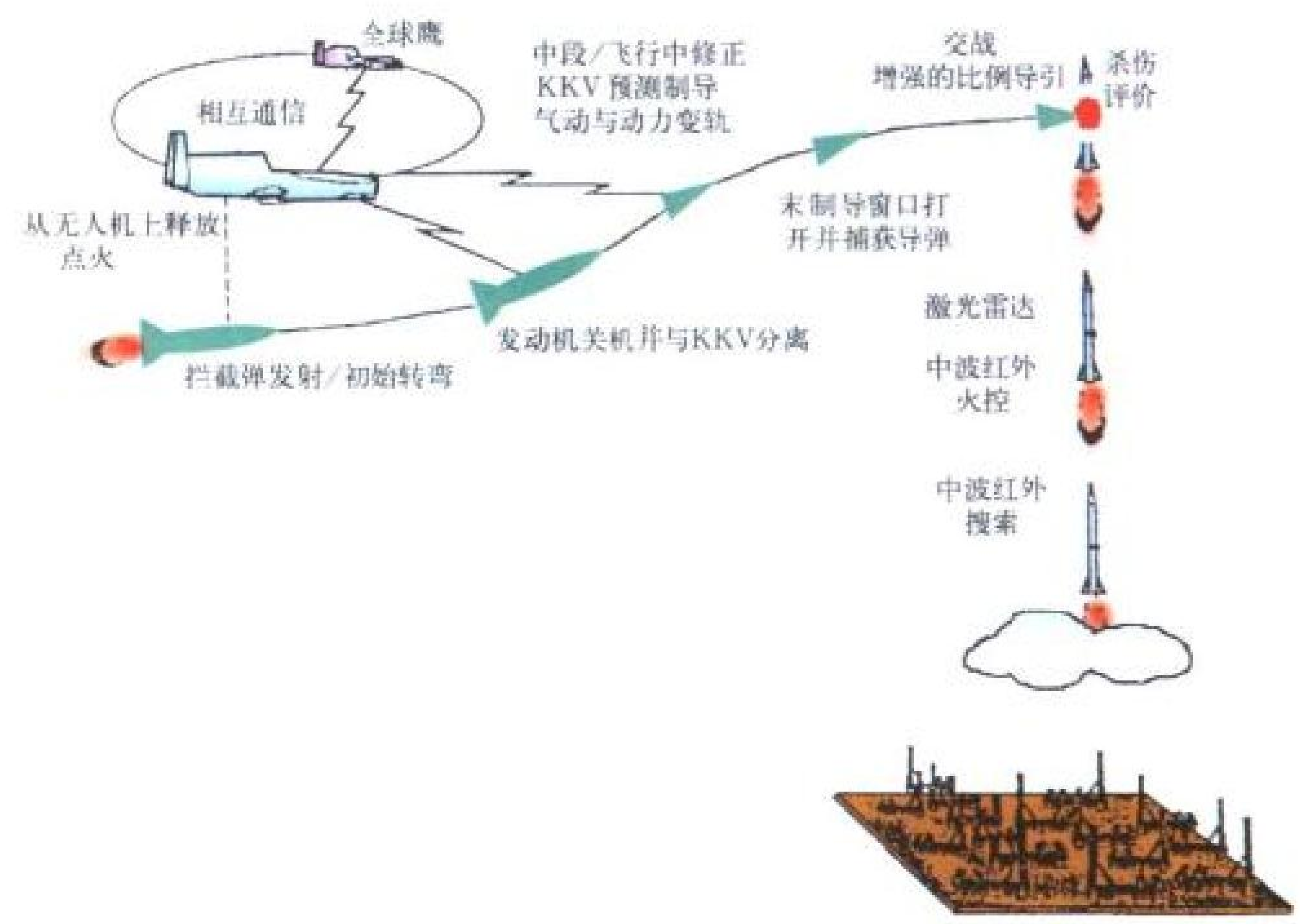


无控再入原理图

(撰写：李颐黎　审订：李大耀)

wurenji zhutuiduan lanjieqi

无人机助推段拦截器 Unmanned Aerial Vehicle Boost Phase Interceptor (UAV BPI) 美国研制的一种无人机载助推段反导拦截器。它是由美国国防部弹道导弹防御局(BMDO)管理，为战区弹道导弹提供助推段防御层的无人机载动能拦截器。已提出的方案有“游隼”方案、“猛禽/利爪”方案、“机载拦截弹”(ABI)计划、“全球鹰”计划等。目前，美国国防部长办公厅、弹道导弹防御局、空军科学顾问委员会等部门一致认为以“全球鹰”为基础、速度大约为3 km/s的动能杀伤拦截器(KKV)是最可行的方案。改进后的“全球鹰”无人机载侦察探测器为一个中波红外搜索和跟踪系统及一个波长为1.57 μm的激光探测与测距系统。机身下吊挂6枚拦截弹。无人机飞行高度19 km，速度180 m/s。通信系统采用“联合战术信息分发系统”(JTIDS)。其典型的拦截交战方式如图所示。



“全球鹰”典型拦截交战方式

(撰写：李辉　审订：王子滨)

wuxiandian anquan zihui xitong

无线电安全自毁系统 radio safety self-destruction system 在执行发射任务时供靶场用来炸毁故障导弹/火箭的无线电遥控指令系统。导弹/火箭在动力飞行段可能发生故障，特别是在试验阶段出现故障的概率较大。为了确保靶场和航区地面财产和人员的安全，必须将故障导弹/火箭在适当的地区和适当的高度炸毁。无线电安全自毁系统要完成对故障导弹/火箭的判断，进行落点计算和选择，并选定时机实施对故障导弹/火箭的炸毁任务。无线电安全自毁系统对故障导弹/火箭的判断和实施炸毁有3种方式：一是由计算机根据安全边界进行故障判断和落点选择，并发出炸毁指令，即计算机全自动方式；二是由计算机根据安全边界进行故障判断和落点计算，发出告警信号，由安全指挥员根据故障导弹/火箭的落点情况发出炸毁命令，即人—机结合方式；三是由安全指挥员进行故障判断并发出指令炸毁故障导弹/火箭，即人工方式。目前一般均采用第二种，即人—机结合方式。无线电安全自毁系统对可靠性、抗干扰性、实时性和保密性要求很高，因此该系统的设备采用了双套重复、热备份工作方式。无线电安全自毁系统设备由地面遥控系统和弹/箭安全自毁系统组成。无线电安全自毁系统是每个靶场均必须配备的设备。

(撰写：周烈　审订：李邦复)

wuxiandian gansheyi xitong

无线电干涉仪系统 radio interferometer system 利用相位比较技术测量飞行器飞行轨迹参数的无线电测量系统。它由相距一定距离的两个接收天线组成一个长度为$n\lambda$（n为整数，λ为无线电信号的波长）的基线，接收来自同一目标(即辐射源)的无线电信号，测量该信号到达两天线的相位差或时间差，从

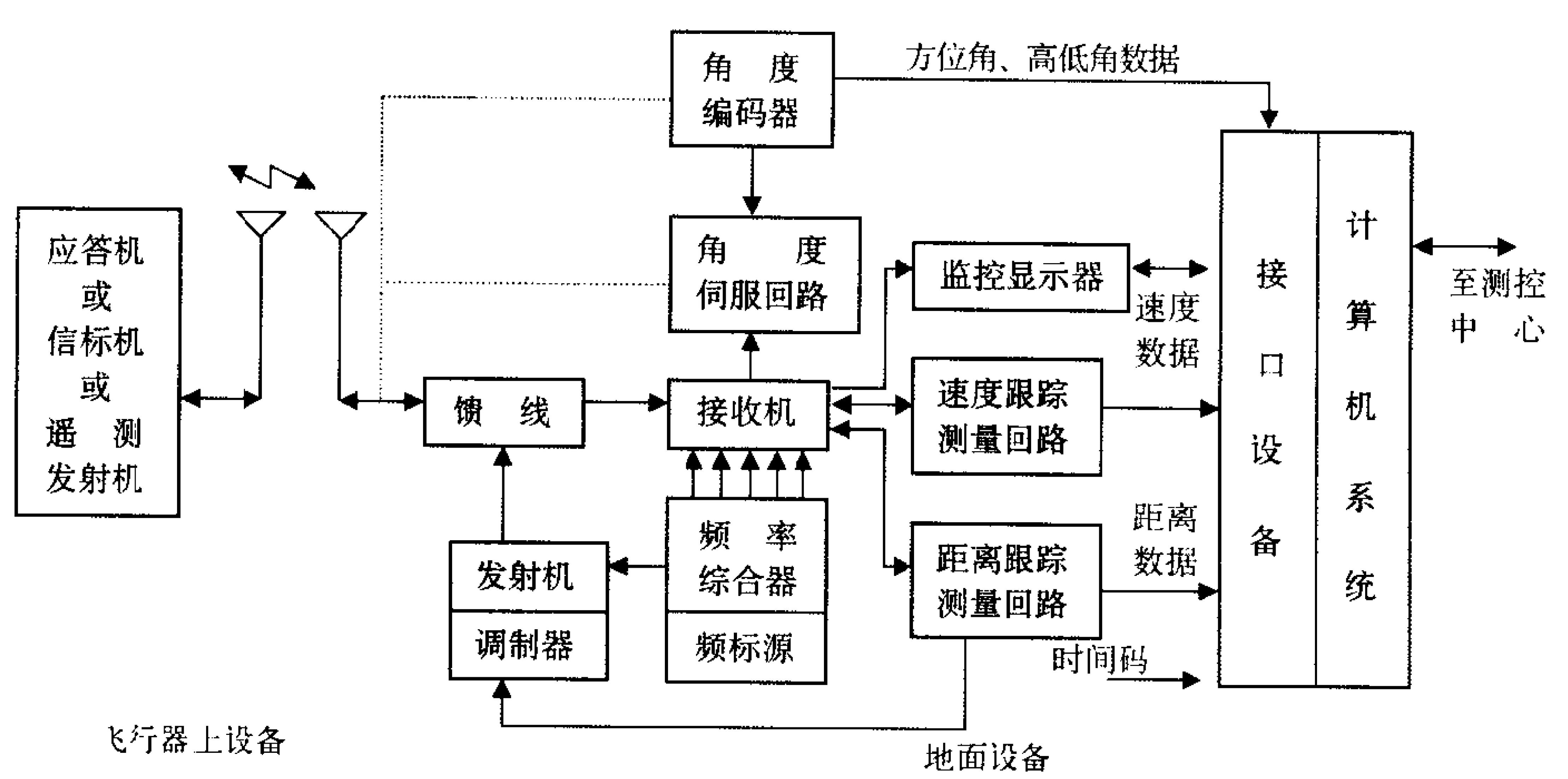
W

而算出目标方向和基线的夹角或这个夹角的余弦(称为方向余弦)。方向余弦与辐射源至每一个天线的路径长度之差成比例,所以这种系统实质上是距离差测量系统。无线电干涉仪系统一般有两对或两对以上的天线(多副天线可用于解算相位差的多值性即距离的模糊度,得到真实的实测距离),两个天线接收由辐射源发出的并带有测距信号调制的载波信号。比较测距信号的相位,即可得到距离差数据;测量两个天线接收到的载波信号的多普勒频移之差,可获得距离差的变化率。无线电干涉仪系统一般有两条基线,基线的夹角小于或等于90°,即两条基线垂直等分的X型或两条基线正交的L型。按基线的长度,无线电干涉仪系统又分为短基线(约几百个波长)、长基线(约几十万个波长)、甚长基线(约几百万个波长)3类。基线的长度决定了系统的角分辨率。无线电干涉仪系统的应用非常广泛,如导弹/火箭飞行弹道的实时测量、卫星或飞船的定轨、船舶或飞机的导航、大地测量以及射电天文研究等。

(撰写:周 烈 审订:魏其勇)

wuxiandian genzong celiang xitong

无线电跟踪测量系统 radio tracking and measuring system 利用无线电波在空间传播的方式来跟踪并测量飞行器目标运动轨迹的无线电系统。它具有全天候远距离探测、便于传送多种信息和实时处理信息等优点,已被广泛应用于导弹、火箭、卫星、飞船和飞机等各种航空航天飞行器的测控。从无线电调制体制上可分为脉冲跟踪测量体制和连续波跟踪测量体制两大类。无线电跟踪测量系统一般由飞行器上设备和地面设备组成。地面站产生的测距信号或加上控制信号调制至无线电射频载波上,通过发射机及发射天线辐射到空间。飞行器通过应答机接收并转发测距信号,



无线电跟踪测量系统原理框图

或直接反射回地面。飞行器上的信标机或遥测发射机直接发射的无线电信号也可供地面站跟踪。地面天线接收到信号后,经接收机检测处理,解调出天线角度误差信号。该信号以一定的控制规律驱动天线对准目标,实现对飞行器的跟踪,并测量天线指向目标的方位角和俯仰角。把解调出的带有载波多普勒频移的信号送入测速机,跟踪并提取其频移,可求出目标的径向速度;把解调出的测距信号送入测距机,测出信号往返的电波时延,可获得目标的距离。无线电跟踪测量系统根据需要还可以完成飞行器目标的遥测、遥控、数传、通信和卫星导航定位等其他业务。

(撰写:韦其宁 审订:李邦复)

wuxiandian yinxin kangganrao jishu

无线电引信抗干扰技术 radio fuse antijamming technique 无线电引信在各种干扰条件下,所采用的能保持其战术技术特性的技术措施。无线电引信在工作过程中,可能会受到某些干扰源的干扰。干扰源一般分为自然干扰和人工干扰两种。人工干扰又可分为无源干扰和有源干扰两大类。因此,在设计无线电引信时,必须考虑抗干扰措施,否则,在干扰源的作用下,无线电引信会引起早炸或瞎火。目前无线电引信的抗干扰技术有:(1)方位、距离和速度选择抗干扰技术;(2)扩谱技术(如伪随机或噪声编码调相脉冲技术);(3)利用辅助通道的比幅技术;(4)信号处理抗干扰技术(增幅速度选择、最佳多普勒频率识别、频差处理、信号积累和干扰识别等技术);(5)极化对消抗干扰技术;(6)利用高度辅助支路来抑制海地杂波干扰;(7)延迟开机;(8)提高工作频段(如工作在毫米波段)和增大发射信号功率;(9)选择优良工作体制。无线电引信的抗干扰技术应根据自身的技战术特点和可能的干扰源来具体设计,不能片面追求能抗所有的干扰。抗干扰功能最完备的不一定是最优的。

(撰写:梅光宗 审订:朱启明)

wuxiandian yinxin kuopu jishu

无线电引信扩谱技术 spread spectrum technique of radio fuse 在无线电引信的发射机系统中,通过对发射信号进行复合调制,使发射信号在一个宽频带上进行扩展的技术。它是无线电引信抗干扰技术的一种。它的典型技术有脉冲压缩技术、伪随机(或噪声)编码调相脉冲技术和噪声调制技术等。利用频谱扩展技术可大大提高接收机输出的信干比,减少杂波干扰的影响,提高距离分辨率,使无线电引信在电子干扰环境下能正常工作。无线电引信采用伪随机编码调相脉冲多普勒体制,可提高抗杂波干扰能力,模糊距离比脉冲多普勒引信有很大提高。

(撰写:梅光宗 审订:朱启明)

wuxiandian zhidao

无线电制导 radio guidance 利用无线电跟踪、测量和传输技术实现对导弹、无人机等飞行器的导引和控制的制导方式。包括无线电指令制导、无线电波束制导和无线电寻的制导等。无线电指令制导是利用无线电信道,将控制指令从制导站发送到导弹上,按一定导引规律控制导弹攻击目标。无线电波束制导是利用制导站的雷达天线波束控制导弹按一定导引规律攻击目标。无线电寻的制导(又称雷达寻的制导)是指弹上接收设备接收由目标自身辐射或经照射后反射的电磁波,把导弹引向目标的制导方式,包括主动式雷达寻的制导、半主动式雷达寻的制导和被动式雷达寻的制导。

(撰写:郭 典 何立萍 审订:王毓兰)

wuyan shaoyan tuijinji

无烟/少烟推进剂 smokeless propellant/reduced smoke propellant 燃烧时不产生或少产生烟雾的固体推进剂。固体推进剂燃烧排气中的烟雾,能暴露发射阵地和导弹飞行轨迹,并能衰减电磁波信号(可见光、红外、激光和微波),降低武器

的精确性和可靠性，因此要求推进剂燃烧时无烟雾，以提高武器的精确性、可靠性和生存能力。固体推进剂烟雾来源主要有：以高氯酸铵作氧化剂时燃烧产生的大量氯化氢气体与大气中的水分结合形成白雾；采用金属粉作燃烧剂时燃烧产生的固体金属氧化物微粒形成烟。实现无烟或少烟的主要途径是：(1)减少金属粉、金属氧化物和盐类的用量或不用它们；(2)以非卤系氧化剂代替高氯酸铵；(3)添加非铅燃速催化剂或其他消烟剂；(4)添加电子捕捉剂。无烟／少烟推进剂主要有3种类型：一是不含或少含易成烟的燃烧调节剂的双基推进剂；二是不含或少含金属粉燃烧剂并用硝胺类化合物代替或部分代替高氯酸铵的改性双基和复合改性双基推进剂；三是由硝胺化合物、硝酸铵和二硝酰胺铵等氧化剂与高分子聚合物粘合剂制成的复合固体推进剂。目前该类推进剂尚处于研究发展阶段。（撰写：李谨卫　审订：王北海）

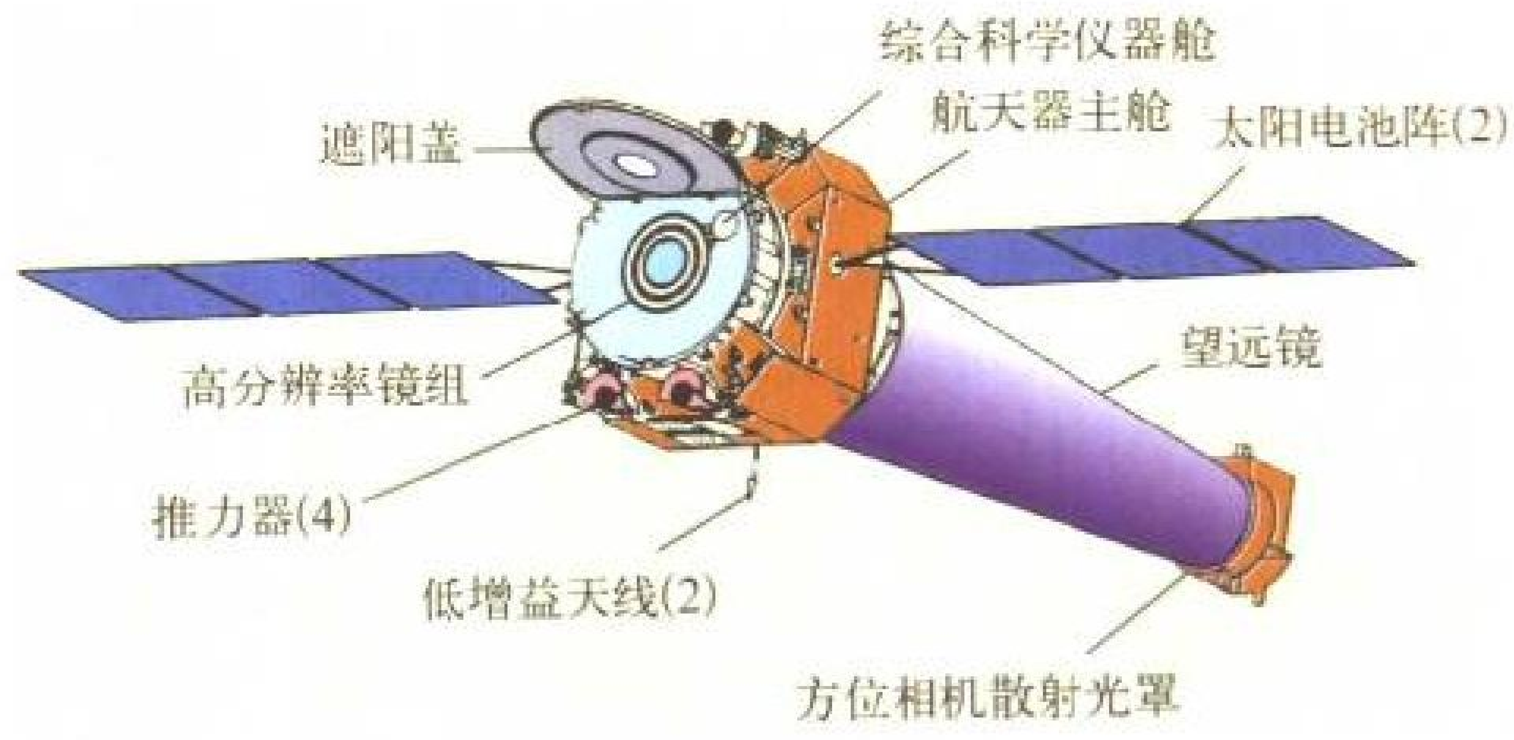
wuyuan tance

无源探测　passive detection　通过测量目标（辐射源）自身发射的电磁波参数或可见光和红外参数来获取目标信息的探测方式。由于无源探测系统不发射电磁波，工作方式隐蔽，不易被敌方发现和攻击，因而具有很强的生存能力。无源探测不受积极干扰的影响，在复杂的电子战环境下工作能力强，能探测脉冲雷达信号、连续波及准连续波信号、干扰信号、通信信号和导航信号等多种信号。无源探测系统接收的信号为单程传播，其作用距离较有源雷达探测更具优势，且能争取到较长的预警时间；缺点是通常单站无源探测系统无法获取目标的距离信息，需多站联合工作才能对目标定位，同时其效能的发挥受制于目标的“无线电静默”。无源探测在现代防空系统、电子战系统、大气探测和射电天文观测等方面均有广泛的应用。（撰写：雷　敏　审订：王新全）

wuzhongli duiliu

无重力对流　zero-gravity convection　又称热毛细对流、也称马兰格尼对流。与重力无关的自然对流。它发生在具有自由表面的液体中；只要沿着液体表面存在表面张力梯度，无重力对流就会发生。这里不存在需要克服的激活势垒，很小的温度梯度（等温条件）就足以使它开始流动。马兰格尼效应不能出现在固体的表面，因为小的剪切应力将被器壁的反作用力补偿，但是考虑到界面能仅来源于几个原子层，在固—液界面，液体内的剪切力仍会在界面的某些原子层中产生流动，称为二级马兰格尼效应。（撰写：战再吉　审订：孙力玲　王文魁）





美国1999年发射的“钱德拉”X射线望远镜

X pinduan

X频段 X band 按照通常的频段划分，频率范围为8.2～12.4 GHz，对应的波长范围为3.66～2.42 cm的频段。根据国际电信联盟无线电规则第八条，X频段在空间应用方面有：空间研究、广播卫星、固定通信业务卫星、地球探测卫星、气象卫星等。X频段较多地用于地球探测。雨衰减对X频段的信号传输，有一定的影响，链路估算时要求留有一定的备余量。在选用X频段具体频率时，需要注意有关的规则和定期修改的内容以及业务的种类。（撰写：陈 豪 审订：张 伟）

X shexian tianwen guance

X射线天文观测 X ray astronomical observation 通过对天体所辐射的波长为0.001～10 nm的X射线进行观测来研究天文学的途径。由此形成的天文学叫做X射线天文学。由于地球大气强烈地吸收天体的X射线辐射，所以探测天体的X射线辐射只能在大气层外进行。自从1962年用火箭首次发现天蝎座方向非太阳强X射线源以来，天文学家已先后观测到1000多个宇宙X射线源。X射线天文学的研究范围包括太阳X射线源、银河X射线源、河外X射线源和宇宙弥漫X射线背景辐射等4大部分。观测到的宇宙X射线源不同于可见光观测的源，它们大都是包含着很多很多星的巨大热气体云，例如来自几百亿光年的宇宙X射线源可包含几百万亿颗星。X射线天文观测所采用的探测器有探测软X射线的薄窗正比计数器和探测硬X射线的闪烁计数器。应用掠射光学原理，能使大面积X光聚焦成像，从而可以大大提高探测器分辨率。通过X射线天文观测已揭示了一系列前所未知的天体释放高能的奇特进程，获得了光学和射电天文学无法获得的信息，从而大大地扩展了天文学的研究领域。

（撰写：古士芬 审订：都 亨）

X shexian wangyuanjing

X射线望远镜 X ray telescope 观测宇宙天体辐射的X射线的仪器。由于地球大气对X射线有强烈的吸收作用，使得对天体辐射的X射线的观测只能在地球大气层外进行，X射线望远镜是装置在航天器上的观测宇宙天体辐射的X射线的仪器，具体有X射线成像望远镜和“爱因斯坦”X射线望远镜。X射线成像望远镜是一种对天体的X射线辐射进行成像的仪器。由于X射线极易被介质吸收，并且介质对于X射线折射率近于1，因而X射线成像望远镜采用反射系统而不用折射系统，使射线以掠射方式（入射射线与境面夹角非常小）射入镜面，因此X射线成像望远镜又称掠射式X射线望远镜。为了减少像差，望远镜的光学系统由几具同轴共焦的旋转圆锥面叠套而成。望远镜的像成在焦平面上。焦平面上的辐射用辐射接收器接收。常用的辐射接收器有乳胶、正比计数器和X射线图像转换器等。“爱因斯坦”X射线望远镜是一种直径约58 cm的掠射式X射线望远镜，在0.25～4 keV范围工作。望远镜是4个同心圆柱体叠套而成的圆柱体、锥角不大。前面是抛物面，后面是双曲面。集光面积比抛光面积小得多。从锥体出来的X射线成像在焦平面上，视场为75′，中心区分辨率为2″。焦平面上的像由4架仪器轮流记录。这4架仪器是：(1) 高分辨率成像器（照相机），中心视场的像以数学方式记录在照片上；(2) 大视场正比计数器，分辨率为1′；(3) 高分辨率晶体分光计；(4) 固体分光计，能量分辨率不高，但灵敏度很高，适宜于探测点源。

（撰写：孔克典 审订：古士芬 都 亨）

xihuaqian tanceqi

硒化铅探测器 lead selenide (PbSe) detector 硒化铅薄膜材料制成的光电导型光电转换器件。通常以多晶薄膜形式通过真空蒸发和化学沉积工艺制备。这种器件工作温度为77～300 K，应用于中波红外范围。当工作温度降低时，峰值响应波长从3.8 μm延伸到5.1 μm左右。室温时，峰值探测率 D^*_p 约为 2×10^{10} cm $Hz^{1/2}$/W，195 K时，D^*_p 约为 5×10^{10} cm $Hz^{1/2}$/W。该器件 $1/f$ 噪声显著，拐点频率77 K时在300 Hz，200 K时在750 Hz，300 K时在7 kHz。温度降低，响应时间从2 μs延长到40 s左右。通常器件工作温度为195 K。该探测器的高阻抗使得它可以与互补型金属氧化物半导体（CMOS）读出电路互连。目前已有256像元线列PbSe焦平面阵列制备成功。

（撰写：翟文生 审订：孙再龙）

xilie yunzai huojian

系列运载火箭 serial launch vehicle 在相关技术发展的推动和航天运输需求的牵引下，以某一种基本型号为基础逐步发展而来或衍生出的成系列的多个型号运载火箭的统称。有的系列运载火箭又分为子系列。例如，中国“长征”系列运载火箭已形成“长征”1号、“长征”2号、“长征”3号和“长征”4号4个子系列并投入使用，其中“长征”3号子系列现包括“长征”3号、“长征”3号A和“长征”3号B等3个型号。欧洲“阿里安”系列运载火箭现已发展到“阿里安”5，目前仍在使用的“阿里安”4子系列依固体和液体火箭助推器的捆绑数量而分为6个型号。美国的“宇宙神”、“德尔它”和“大力神”以及前苏联/俄罗斯的“东方号”等都是历史很长的多型号系列运载火箭。系列运载火箭的主要特点是：(1) 继承性。新发展的型号或多或少都会利用老型号的某些技术和设计。(2) 发

展性。新型号通过改进技术和设计使火箭在运载能力、成本和可靠性等诸方面有所改进。(3) 通用性。同时期使用的不同型号可尽量采用模块化的系统或分系统来形成不同配置，由此实现成本和时间上的节省。(4) 适应性。系列中的不同型号可适应不同发射需求。（撰写：孙广勃 审订：李双庆）

xisheng fadianji

系绳发电机 tethered generator 专用于发电的系绳卫星的别称。这类卫星的工作原理为：从近地航天器向上或向下伸出一根长达几千米至几十千米的金属制系绳（导线），系绳末端的卫星是一台等离子接触器或起等离子接触器作用的卫星。当航天器带着系绳运行时，系绳切割地球磁场的磁力线，因而在导线系绳的两端产生电动势，系绳末端的等离子接触器收集来自空间的电子，沿导线流向航天器产生电流，再由电子枪发回空间形成系绳发电机。系绳发电机产生电流的同时，相应产生电动阻力，使航天器的轨道高度降低，这实质上是通过消耗航天器的动能并使其转换为电能。意大利和美国曾合作进行过两次系绳发电机空间试验。1992 年 7 月，从“阿特兰蒂斯号”航天飞机上释放TSS−1系绳卫星，但因展开机构卡住，系绳只伸展到256 m，只产生58 V、2 mA的电能；1996 年 2 月第二次试验由“哥伦比亚号”航天飞机将TSS−1R系绳卫星向下释放，系绳伸展到 19.3 km，产生3000多伏电压，后系绳断裂，试验中断。（撰写：朱毅麟 审订：张照炎）

xisheng weixing

系绳卫星 tethered satellite 又称系留卫星。通过缆绳与航天飞机或空间站相连接，可以施放和回收的人造地球卫星。系绳卫星可重复使用。它可从在近地轨道运行的航天飞机或空间站中向上或向下施放达数十千米甚至上百千米的距离，与航天飞机或空间站一起绕地球飞行，完成任务后，系绳卫星可回收到航天飞机或空间站中。系绳卫星利用含铜芯的连接缆绳绕地球运行，切割地磁场磁力线，可在电缆中产生电流，从而获得电能。系绳卫星在研究地球大气方面具有独特的优点。在距地球表面150 km以下的空间，大气阻力会使航天器迅速地脱离轨道坠毁，而系绳卫星则可从航天飞机朝向地球施放到其他手段难以到达的较低高度，以收集全球范围内这个高度的大气参数。它还可用于地球资源勘测、



系绳卫星

地震和环境污染监测等。在工程上，系绳卫星可用于大气阻力、升力、力矩和气动加热方面的研究、导体缆绳可用作甚低频通信长线天线，系绳卫星还可以为航天飞机、空间站等提供电力。美国航空航天局和意大利空间局合作研制的系绳卫星系统（TSS）曾于1992年和1996年分别随美国“阿特兰蒂斯号”和“哥伦比亚号”航天飞机发射上天，但在轨道施放中均告失败。（撰写：王景泉 审订：张照炎）

xitong ceshi chengxu

系统测试程序 system test program 由若干个分系统测试程序组成的用于导弹或运载火箭全系统测试的程序。分系统测试有4项主要内容，即电源配电系统测试、姿态控制系统测试、制导系统测试和动力系统电气设备测试。系统测试时电子仪器全部安装在弹（箭）上，惯性仪表在水平测试时放在体外，垂直测试时放入体内，全系统处于工作状态。系统测试程序要对各分系统仪器设备工作的协调性和系统功能进行检查，并测量各种系统参数。(1) 电源配电系统的测试程序是首先在地面供电状态下对一次电源各母线电压和二次电源各输出电压逐项进行测量，然后转入弹（箭）上电池供电状态，重复上述测量。(2) 姿控系统的测试程序包括功能检查和参数测量。功能检查要对本系统全部仪器工作的协调性进行检查，其中一项重要的内容是极性检查。无论是导弹还是运载火箭，极性都是最重要的检查项目。参数测量的主要内容是系统零位、静态放大系数和动态参数。(3) 制导系统测试程序也分为功能检查和参数测量两大类。功能检查内容包括装定、飞行程序执行、惯性仪表调平瞄准以及制导系统全部仪器的协调匹配和参数的稳定性等。参数测量主要是加速度表在1g条件下的当量测试和关机时间测量。(4) 动力系统电气设备测试主要包括电爆管电路、电磁阀门电路和各种传感器电路检查。电爆管和电磁阀门检查用安全电流检查通路的电阻值；传感器检查要模拟各种输入信号，并测量传感器的输出是否符合要求。（撰写：徐文 审订：朱维增）

xitong fangzhen

系统仿真 system simulation 简称仿真。建立系统动态模型，并在模型上进行实验的过程。它是通过实验来研究系统的运动规律、特性以及评价系统的品质，属于基于模型的实验科学。它为进行系统的方案论证、研究、设计、试验、鉴定、运用、改进以及训练等提供了一种先进的手段。仿真本质上是一种知识处理的过程，典型的系统仿真过程包括系统模型建立、仿真模型建立、仿真软件设计、仿真试验、数据分析与处理、模型校验与确认等。它涉及多学科多领域的知识与经验。系统仿真可以有多种分类方法，按被仿真的对象的性质划分，可分为连续系统仿真、离散系统仿真、连续/离散（事件）混合系统仿真和定性系统仿真；按仿真系统的结构、实现方法和手段，可分为物理仿真、数学仿真、硬件在回路中的仿真（半实物仿真）和人在回路中的仿真；根据人和设备的真实程度，可分为实况仿真、虚拟仿真和构造仿真。系统仿真具有安全、经济、可控、便于观测、可多次重复、无破坏性等优点。它正向系统的“全系统”、“系统全生命周期”、“系统全方位管理”仿真方向发展。（撰写：赖纯洁 审订：王东木）

xitong helian

系统合练 system combined training 以检查航天型号产品（如导弹武器系统、卫星、飞船与运载火箭系统）各分系统之

间、系统与地面设备之间工作的协调性为主要目的的综合演练。系统合练以航天型号产品及与之配套的测试发控设备、指挥监控设备和地面设备为主，靶场有关设备参加配合。系统合练是整个靶场合练的主要内容之一。系统合练分为技术阵地和发射阵地两个状态进行。经过系统合练考核，系统主要技术状态、工作流程和操作细则应保持不变。根据实际需要，系统合练也可以在较小的规模和其他合适的场所进行。系统合练一般使用与试样技术状态一致的航天型号产品。

（撰写：苏万丰　审订：杨德润）

xitong kekaoxing

系统可靠性 system reliability　系统在规定条件下和规定时间内完成规定功能的能力（概率）。它是系统的重要质量特性。通常系统可靠性的统计数学表达方式有：(1) 成功概率 $P(s)$，适用于与时间无关或一次性使用的场合，是总体样本数中成功的频率；(2) 可靠性函数 $R(t)$，在规定时间内完成规定功能的概率；(3) 平均寿命或平均故障间隔时间（MTBF）；(4) 故障率（或失效率）$\lambda(t)$，系统在工作到 t 时刻时单位时间内发生故障的概率。系统可靠性取决于系统各组成部分的可靠性。在可靠性串联系统中任一部分发生故障可导致系统故障。串联系统可靠性函数表达式为

$$R(t)=R_1(t)R_2(t)\cdots R_n(t)=\prod_{i=1}^{n}R_i(t)$$

在可靠性并联系统中有冗余组件或可靠性储备，当所有冗余组件发生故障后系统才发生故障。并联系统可靠性函数表达式为

$$R(t)=1-\prod_{i=1}^{n}[1-R_i(t)]$$

系统在使用寿命期内的正常工作状态下，其故障率趋于稳定，$\lambda(t)$可视为一个常数，可靠性函数与故障率的关系为

$$R(t)=\mathrm{e}^{-\lambda t}$$

在考虑系统的费用效能时，应综合分析系统的可靠性、维修性、综合后勤保障性等性能，即战备完好、任务成功、后勤保障、寿命周期费用等，并将系统可靠性分为基本可靠性和任务可靠性。基本可靠性是系统在规定条件下无故障工作的持续时间或概率，它反映了系统对维修人力的要求。确定系统的基本可靠性时，应统计涉及维修的所有故障。系统的任务可靠性是系统在任务剖面内完成规定功能的能力，并且仅考虑在任务期间影响完成任务的故障。影响系统可靠性的因素很多，涉及可靠性设计、可靠性试验、生产中的质量保证和使用中的可靠性保持等。

（撰写：刘恒振　审订：周宏佐）

xitong kongzhi dimian zhongxinzhan

系统控制地面中心站 ground center station for system control　对卫星或其他航天器进行控制的主要地面控制中心。其任务主要是跟踪、测量和预报卫星（航天器）轨道，并对卫星（航天器）上设备的工作进行控制和管理。例如，卫星通信系统由空间部分和地面部分组成，空间部分为通信卫星，地面部分包括系统控制地面中心站和卫星通信地球站。地面中心站是为保证在轨道上运行的通信卫星正常工作，对卫星进行跟踪、遥测、遥控和监视的地球站。中心站往往与一个标准卫星通信地球站设在同一地点，构成操纵卫星和调度安排其他所有地球站业务工作的卫星控制中心。而地球站是向卫星发射无线电通信信号并同时接收来自卫星的通信信号的设备组合，分为固定地球站、可搬运地球站和移动地球站。又例如，卫星导航系统由导航卫星、系统控制地面中心站、卫星导航注入站和用户定位设备等几部分组成。

（撰写：李颐黎　审订：李大耀）

xitong liantiao

系统联调 system integration and test　参加试验任务的各指挥控制中心、测控站（或测量船、测量飞机）按实战要求进行系统连接，按规定时序发送和接收数据并进行检查的过程。系统联调首先进行单向联调（如某一指挥控制中心与某一测控站之间），然后在单向联调的基础上进行系统联调。在单向联调中，通常又先进行固定码数据的发送与接收，以检查传输规程和数据格式的正确性。然后进行理论数据（如理论弹道、理论遥测挑点数据等）的发送、接收和处理，以检查实战软件的正确性。在系统联调过程中，各级指挥控制中心、测控站（或测量船、测量飞机）全部参加，以检验数据通信链路、数据收发和处理的正确性和系统工作的稳定性。

（撰写：李卓英　审订：刘志逵）

xitong xinpian ji duoxinpian mokuai jicheng

系统芯片及多芯片模块集成 system on a chip and multi chips module　通常将包括数字系统和模拟电子部件的芯片称为系统芯片集成（SOC），将多个芯片组装在一个封装体内构成一个电子系统称为多芯片模块集成（MCM）。随着微电子技术的发展，特征线宽越来越小，集成度越来越大，数百万门级的电路可以集成在一个芯片上，多种器件兼容工艺技术的开发可将差别很大的不同类型器件实现单片集成，为SOC奠定了工艺基础。电子设计自动化（EDA）的发展为它奠定了设计基础。SOC的概念不仅仅是数字系统的单片集成，在芯片上还应包括其他类型的电子功能部件，例如模拟部件、存储器，甚至还包括射频器件和微机电系统（MEMS）等。MCM比SOC具有更大的灵活性，能组成更大更复杂的系统。实现系统集成是集成电路设计技术的一大飞跃，目前SOC设计仍有一些问题需要进一步解决，这就是知识产权（IP）的重用问题、设计验证问题以及前端和后端之间的时序合龙。这需要从根本上改变当前的设计方法和流程。

（撰写：高保嘉　审订：白　丁）

xichangti lilun

细长体理论 slender body theory　对细长物体绕流进行研究和求解的理论和方法。一般用于飞机机身、火箭箭身和导弹弹身气动特性的近似计算。当无穷远处来流流经飞行器时，即使不考虑粘性和传热，其气动力方程仍然是复杂的非线性偏微分方程，很难求解。为了使问题得以解决，经常加入一些限制条件使问题得以简化。细长体理论的实质就是根据细长体对气流的扰动一般都很小，属于小扰动的特点，对微分方程中的各项进行量级分析，忽略高阶小量，使运动方程简化，但简化后的方程仍保留原方程的基本特性，从而使问题得到近似解决。在亚声速和一般超声速流动问题中，在物体为细长体、小迎角飞行条件下，根据细长体理论可将气动力方程简化为扰动速度势的线性化偏微分方程，同时，边界条件也相应线性化。再将扰动速度势分解为轴向和横向两部分，使方程进一步得到简化，然后通过沿轴线布置源、汇、偶极子等基本解的方法，对线性化的扰动速度势方程求解。对于

十分细长的旋成体，由于物面上的半径r很小，据此进行简化可以求出扰动速度势在$r\to 0$时的渐近解，并可用解析式表达出来。进一步可以求出细长体表面压强系数以及阻力系数、升力系数、力矩系数等。在跨声速及高超声速段则有所不同，虽然根据细长体的特点，按小扰动假设对方程进行简化，但方程仍是非线性的，解起来仍有难度。

（撰写：王侠超　审订：郑盛火）

xiaxing xinhao

下行信号　down link signal　从卫星向其地面服务区内的地球站定向发射的信号。下行信号按其用途不同有通信下行信号、测控下行信号、信标下行信号和各种数据下行信号等。地球站接收机输入端的载波电平为

$$C_d = P_s \cdot G_{st} \cdot G_{er}/l_d$$

式中　$P_s \cdot G_{st}$为沿地球站接收方向的卫星等效全向辐射功率(EIRP)；l_d为下行自由空间传输衰减；G_{er}为包括从接收天线输出端到接收机输入端馈线损耗的地球站接收天线增益。根据卫星下行信号的性质和对载波的调制方式，从载波电平就可以求出下行信号电平，从而可以根据地球站接收机输入端等效噪声温度求出下行信号的信噪比。计算下行信号信噪比是下行链路估算的主要内容。

（撰写：陈豪　审订：崔骏业）

xianjin rouxing biaomian fangre cailiao

先进柔性表面防热材料　advanced flexible reusable surface insulation(AFRSI)　一种由陶瓷纤维构成的棉被式防热材料，具有质量小、高绝热、抗热震等优点，能制成较大尺寸面，直接粘接到蒙皮上，主要用于航天飞机气动载荷小的背风面。美国从1975年开始研究先进柔性表面防热材料，后成功地应用于航天飞机。AFRSI材料由高纯超细石英纤维制成毡，用高硅氧布和玻璃布包覆，用石英纤维线缝制成型，表面涂有先进的防水涂层和光学涂层，材料的最高使用温度为750°C、密度为0.15 g/cm³、热导率为0.09 W/(m · K)，表面光学特性有特殊要求。柔性陶瓷纤维毡还可应用于金属防热瓦的绝热胎芯。由于柔性毡材料可制成较大面积的块材，从而大大减少了防热表面的接缝和台阶，提高了结构的可靠性和减少了气动湍流的产生。因此，大幅度提高它的使用温度并增加其表面的光滑度就有可能取代刚性陶瓷防热瓦用于航天运载器的中高温区的防热。目前，国外正在研制可改制先进绝热毡(TABI)，包括高温陶瓷纤维织物和高温陶瓷纤维毡，使用温度可分别达1094°C和1370°C。

（撰写：李承新　审订：富大欣）

xianwei zengqiang jinshuji fuhe cailiao

纤维增强金属基复合材料　fiber reinforced metal matrix composite　以纤维为增强材料，金属或合金为基体的复合材料。纤维主要起承力作用，具有很高的比强度和比刚度，可为连续纤维或短纤维，常用的有硼纤维、碳化硅纤维、碳(石墨)纤维、氧化铝纤维和不锈钢丝、高强度钢丝、钨丝等。金属基体起粘结纤维和传递应力的作用，主要有铝合金、镁合金、钛合金、金属间化合物、高温合金、难熔金属和铜合金等。复合材料比金属合金具有更高的力学性能，一般室温拉伸强度为600～1200 MPa，模量为100～200 GPa，材料的使用温度高温性能比基体提高100～200°C，如铝基复合材料工作温度为350～450°C，钛基复合材料为600～750°C，高温合金基复合材料为1100°C以上。制造工艺主要有热压扩散、液态渗透、挤压铸造、真空压力浸渍、粉末冶金法等。由于原料昂贵，工艺复杂，成本较高，该种材料目前应用不十分广泛，但应用潜力很大，主要用于航空航天和军工产品上，如飞机及其发动机、导弹和航天器蒙皮、火箭发动机部件、卫星天线、坦克装甲、深潜舰艇壳体及电子器件等。

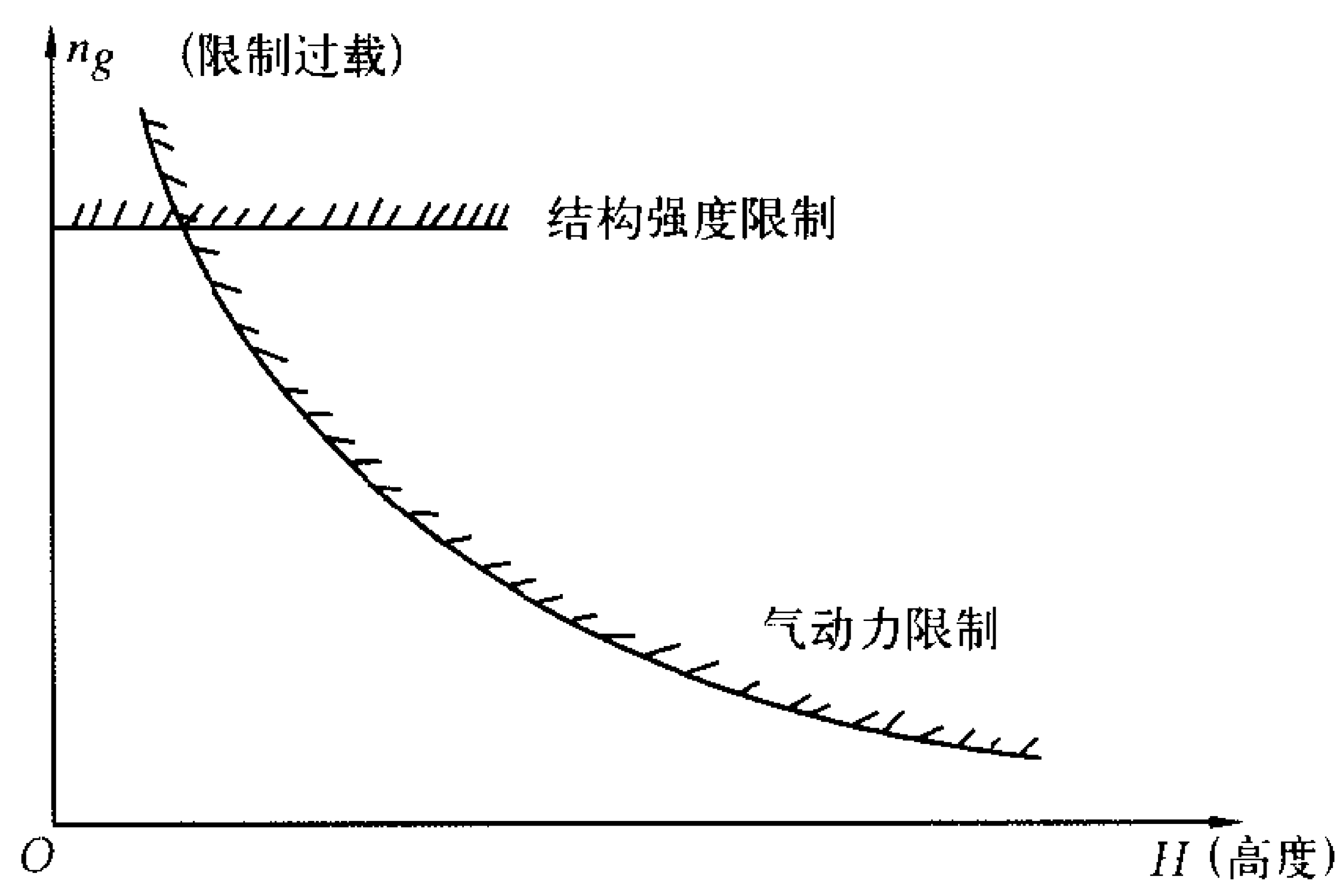
（撰写：韩鸿硕　审订：王晓峨）

xianchang kebiancheng menzhenlie

现场可编程门阵列　field programmable gate array (FPGA)　见电子卷。

xianzhi guozai

限制过载　limited overload　导弹飞行中受各种条件限制所能达到的最大过载。这些限制包括飞行速度、高度、舵偏角、轨控动力、结构强度等，因而有受最大舵偏角限制的限制过载；有受轨控动力限制的限制过载，它与导弹的质量大小有关；有受导弹结构承载能力限制的限制过载等。图中画出了某些限制的形式，由于轨控动力限制主要与导弹质量相关而与高度关系不太大，因此没有表示在图中。



气动力和结构强度对过载的限制示意图

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

xianzhixing santi wenti

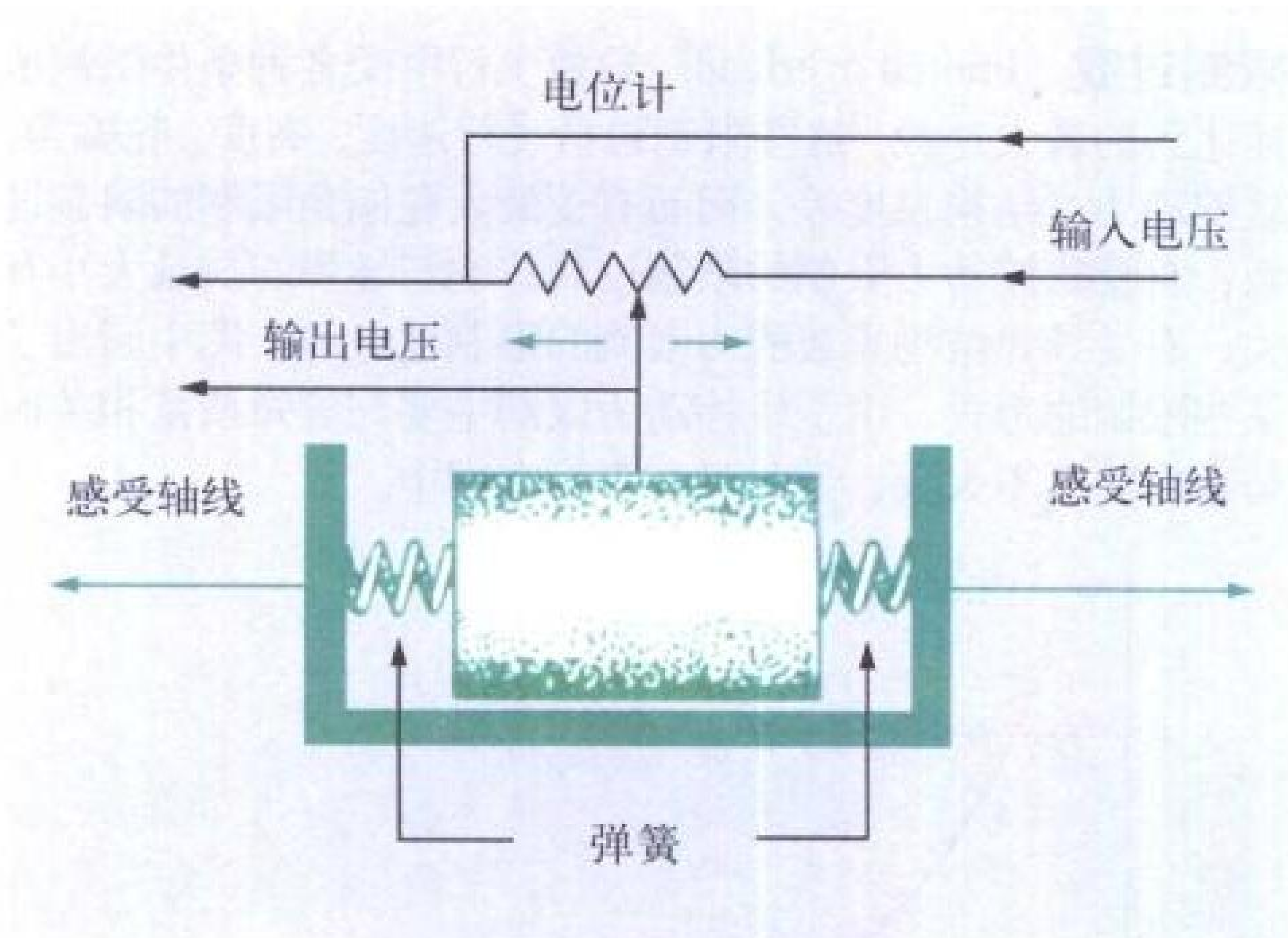
限制性三体问题　restricted three body problem　研究一个无限小质量体在两个有限质量体的万有引力作用下的运动规律的问题。这是三体问题的特殊情况，即所讨论的3个天体中有一个天体质量与其他两个天体相比，小到可忽略的程度。由于小天体质量无限小，它对两个有限质量体运动没有影响。于是两个有限质量体的运动属于二体问题，其轨道是以它们的质量中心为焦点的圆锥截线。因为圆锥截线包括圆、椭圆、抛物线和双曲线，所以相应的限制性三体问题可分为4种类型：圆型限制性三体问题、椭圆型限制性三体问题、抛物线型限制性三体问题和双曲线型限制性三体问题。如果小天体的初始位置和速度都在两个有限质量体的轨道平面上，则小天体将永远在该轨道平面上运动。这就是平面限制性三体问题，圆型和椭圆型限制性三体问题用得较多。在研究月球探测器运动时，常利用限制性三体问题的方法。

（撰写：范秦鸿　审订：张荣保）

xianjiasuduji

线加速度计　linear accelerometer　用于测量平移加速度的装

置。主要由检测质量、力再平衡系统（弹簧）、信号传感器（电位计）、阻尼装置、导电装置、支承、壳体等部分组成（如图）。其基本工作原理是基于运动物体的加速度与作用在检测质量上的惯性力成比例，而此惯性力由力再平衡系统所产生的再平衡力来平衡，并由信号传感器（或经放大）输出与加速度成比例的电信号。按检测质量的运动方式分类，可分为摆式加速度计和轴线式加速度计；按检测质量的支承方式不同，可分为液浮加速度计、磁悬浮加速度计、静电加速度计、挠性加速度计和气浮加速度计。此外还有利用陀螺进动特性制成的摆式积分陀螺加速度计。加速度计的分辨率已达到 10^{-7}～$10^{-9}\,g$，测量精度可高达 10^{-6}～$10^{-7}\,g$，以液浮陀螺摆式加速度计的精度最高。



加速度计示意图

（撰写：王毓兰　审订：梁瑞琦）

xianlie saomiao chengxiang hongwai daoyintou

线列扫描成像红外导引头　linear array scanning infrared imaging seeker　用线列扫描成像系统作为获取景物红外辐射图像的导引头。通常系统使用的红外探测器有两种结构形式：分立线列和常信号读出功能的线列，后者称为扫描焦平面阵列。分立线列的扫描成像系统称为第一代红外成像系统。扫描焦平面成像系统称为第二代红外成像系统。分立线列通常为先导型探测器，其像元数较少，例如60像元、120像元和180像元等。扫描焦平面多为光伏型探测器，器件规模较大，常见的有128像元、2 × 256像元、4 × 288像元和6 × 480像元等。在实际应用中，工作在8～14μm大气窗口，以线列而且是扫描焦平面居多。其扫描成像方式以并扫描为主。线列扫描成像红外导引头的结构复杂，体积大，一般只适合于弹径较大和飞行速度较低的导弹制导。

（撰写：杨应槐　审订：孙再龙）

xianxing jihua

线性极化　linear polarization　电磁场的电场矢量末端随时间变化的轨迹在垂直于该矢量的平面上是直线的极化状态。线性极化分为垂直极化、水平极化、正交极化等3种方式。当线性极化的取向垂直于水平面时，即为垂直极化；此外也把垂直于某一特定平面（如物体表面、媒质分界面等）的线性极化称为垂直极化。当线性极化的取向为水平方向时，即为水平极化。同时兼有水平／垂直两种极化方式时，称为正交线性极化或双线性极化。线性极化是通信卫星的主要极化方式之一，另一种主要的极化方式是圆极化。

（撰写：刘　波　审订：高选正）

xianxing tiaopin boxing

线性调频波形　linear frequency modulation waveform　一种脉冲载波频率随时间线性变化的波形。它被广泛用于脉冲压缩雷达中。使用此种波形有以下优点：有效地利用了雷达发射机平均功率而不必提高发射脉冲重复频率，因此在保证雷达威力的同时扩大了雷达的不模糊距离；利用宽脉冲的脉冲压缩可提高雷达威力并保证必要的距离分辨率；使雷达具有抗宽带噪声干扰能力并使雷达具有低截获概率特性，有利于提高雷达抗侦察能力。其缺点是有速度距离耦合，当目标高速运动时会引起较大的测距离偏差，要用目标径向速度数据对其进行修正；压缩后有较高的距离副瓣，为了将副瓣减小到可以接受的水平，需要进行加权处理，将引起1～2 dB信噪比损失。带宽时宽积 $B\tau$ 是衡量线性调频波的重要指标。B 为调频信号带宽，τ 为信号时宽。

（撰写：郭学炎　审订：岳晓光）

xiangguan genzong

相关跟踪　correlation tracking　成像制导装置中的一种跟踪方式。用同一目标的实时敏感图像与预存图像进行相关计算，得出不同时刻图像间的位移，从而计算出角误差信号进行自动跟踪。预存图像称为基准图或模板，它可以是刚得到的对目标图像的一次测量，也可以是预先测定并存储的图像。实时敏感图像又称实时图，是传感器实时测量的目标图像。基准图和实时图为可见光图像、红外图像、雷达图像或激光图像。相关跟踪的基本原理是：将装载于飞行器上的敏感器实时测得的实时图与预先储存（或某一时刻获取的）在相关器中的基准图进行相关计算，以确定飞行器所对应的地面坐标位置或相对于目标位置的估值，并以此估值来修正飞行器的飞行误差，从而实现精确末制导。相关跟踪主要利用图像的自动相似性或互相似性特点，通过相关计算得到最佳相似点，其相关计算一般采用极值度量，即对应函数变量的某值函数存在极大值或极小值，常用的有归一化积、积、平均积、平均方差、绝对差和平均绝对差等多种极值度量算法。相关跟踪系统的优点是具有模式识别技术或人工智能技术的某些重要性质，如“记忆”（预存数据）、“思维”（相关处理）和“判决”等，由于处理的信息量大，抗干扰能力强，对于目标的几何物理要求低，适合于寻的导弹的制导。当导弹接近目标时，即使图像大小可能超过跟踪视场，这时相关跟踪系统仍能自动地跟踪图像内部的某个细节，保持连续稳定的跟踪，克服一般跟踪方式近距离盲区的缺点。由于相关方法极值度量具有一定的不确定性，相关跟踪存在一定范围内的精度模糊，需采取其他方法或叠加处理方法予以克服。

（撰写：贾玉林　审订：张万清）

xiangguan jisuanji

相关计算机　correlation computer　用相关算法完成图像识别和定位的专用计算装置。由于图像变量受许多因素的影响，变量之间不存在严密的函数关系，但存在统计相关关系。因此，为获得图像识别和定位效果，对图像相关量度的计算处理是相关计算机的主要功能。相关计算机就是根据这个特点进行设计的。相关计算机由大规模集成的数字信号处理器（DSP）芯片为核心，再配以外围存储器和接口电路等硬件和

专用的相关算法软件组成。专用的相关算法软件包含图像输入、实时图像预处理、并行和层次搜索方法的相关度量统计判别、定位参数计算和控制输出。实时完成图像相关计算，要求DSP具有高速处理性能，它可以采用超高速单片微处理器芯片或采用多片微处理器芯片并行构成CPU，亦可采用面向相关算法的专用相关处理器芯片。对多幅图像存储和变换处理要求较大存储容量。为适应弹上工作，还要求相关计算机体积小、质量轻和功耗小，能满足弹载工作环境条件。

（撰写：王仁义　审订：蔡世学）

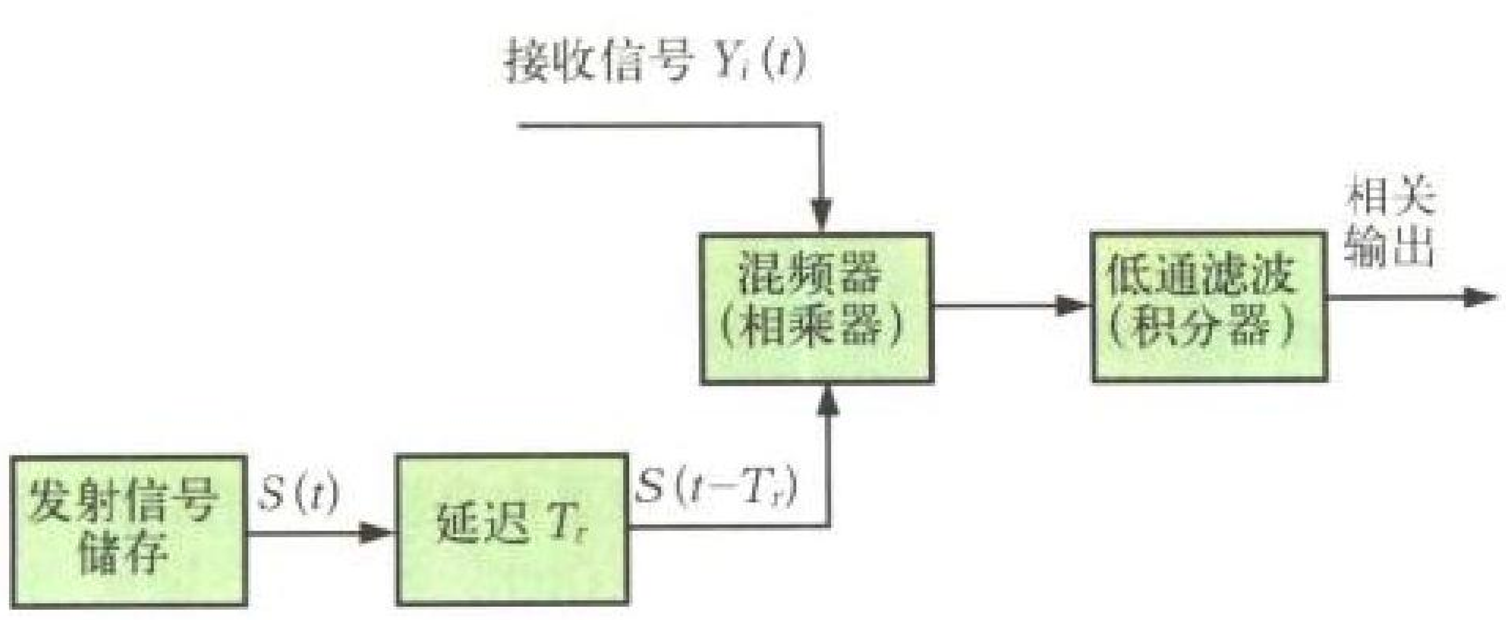
xiangguan jishu

相关技术　correlation technique　测量两随机过程或随机变量相关程度（或相似性）的技术。度量两随机过程或随机变量相关程度的数学方法有多种，如相关函数和平均绝对差等。实现相关计算的装置主要是计算机。相关技术广泛应用于力学、光学、声学、电子学和地震学等领域，而以飞行器的导航或制导为目的相关技术的研究日益受到重视，例如相关制导技术。其基本原理是将载于飞行器上的敏感器实时测得的数据（或图像）与预先储存在相关器中的目标基准图像进行相关计算，以确定飞行器所对应的地面坐标位置或相对于目标位置的估值，并利用此位置估值数据来修正惯导系统的工作误差，或者从背景中识别目标并不断测量飞行器相对于目标的位置，从而实现精确末制导。

（撰写：马宝国　审订：周世勤　刘坤山）

xiangguan jieshouji

相关接收机　correlation receiver　实现互相关或自相关函数运算的接收机。它是利用已知的信号特征，在时间域中对信号进行处理的接收机。相关接收机工作原理如方框图所示，接收信号为 $Y_i(t)$，发射信号的储存波形为 $S(t)$，在延迟 T_r 后成为 $S(t-T_r)$。在混频器中，$Y_i(t)$ 与 $S(t-T_r)$ 相乘，并经过低通滤波器积分后输出，这个输出即称为相关输出。在相关输出超过一定门限后，就称为在距离 $R=cT_r/2$ 处发现一个目标（c为光速）。由数学推导可知，在白噪声条件和输出信噪比最大准则下，相关接收机与匹配滤波器接收机



相关接收机工作原理方框图

是等效的。　（撰写：梁棠文　王毓兰　审订：陈训达）

xiangguan zhidao jishu

相关制导技术　correlation guidance technique　又称匹配制导技术。导弹探测器现场实时测得的数据（或图像）与已装定的数字地图作相关对照，根据相关计算值来辅助修正惯导系统的精确制导技术。其基本原理是将载于飞行器上的敏感器实时测得的数据（或图像）与预先储存在相关器中的目标基准图像进行相关计算，以确定飞行器所对应的地面坐标位置或相对于目标位置的估值，并利用此位置估值数据来修正惯性系统的工作误差，或者从背景中识别目标并不断测量飞行器相对于目标的位置而实现精确末制导。相关制导技术可以应用于飞机、遥控无人驾驶飞行器、巡航导弹和弹道式导弹再入弹头的制导，如用于巡航导弹的地形匹配制导技术，其中地形匹配是利用测量地形高度变化与数字地图进行相关计算来定位，所以是自主的。尤其巡航导弹一般攻击的是陆上固定目标，地形匹配作为中制导是非常适宜的。采用相关制导与惯性制导组合成的复合制导系统已成为精确制导技术的发展趋势，如惯性／地形匹配、惯性／GPS等制导。

（撰写：马宝国　审订：刘坤山）

xiangshi daodan fashe zhuangzhi

箱式导弹发射装置　container-type missile launcher　导弹在发射箱中储存并从中发射的发射装置。根据发射箱的形状又可称为筒式发射装置，是被广泛采用的一种导弹发射装置。箱式发射装置一般由发射箱和发射支架组成，每座发射装置可以具有一个或多个发射箱（称为单联装或多联装），用以直接承载和发射导弹，发射支架用以支撑发射箱，两者之间由可快速定位和紧固的机械装置及电气线路联接，按不同导弹的发射要求，发射支架有固定式或具有瞄准、跟踪功能的活动式两种，一般由机械结构、电气系统、随动装置等组成。箱式导弹发射装置可以通过发射支架安装在车辆、舰艇等多种运载体上，它能为导弹提供良好的保护，提高其可靠性和寿命，且使用与维护简单、方便。

（撰写：张伯生　审订：曾智勇）

xiangbian wenkong cailiao

相变温控材料　phase transition temperature control material　用相变潜热进行温度控制的相变功能材料。用相变材料进行温控的原理是：把相变材料放在被温控的物体周围，当物体发热时，相变材料熔化吸收热量；当物体冷却时，相变材料凝固放出潜热。只要两相存在，物体的温度将始终保持在相变材料熔点附近，从而达到温度控制的目的。用相变材料制成的热控装置称为相变型热控装置。可应用于功率周期性变化的器件或处于波动热环境中器件的热控制，如果被控制器件安装在相变型热控装置上就能达到这个目的。理想的相变材料必须具有合适的相变温度范围，单位质量或单位体积相变潜热高，且两相都具有较高的热导率、比热容和密度。设计相变温控装置时对相变材料应考虑下列因素：(1) 由相变引起的体积变化小和线膨胀系数小；(2) 与壳体材料和填料相容性好；(3) 化学性能稳定，长期使用可靠，蒸气压低；(4) 无过冷现象或过冷很小；(5) 无毒和其他有害性能；(6) 成本低。相变温控装置在航天器上应用效果甚好。

（撰写：张廉正　审订：胡连成）

xiangpingmianfa

相平面法　phase plane method　系统运动动态过程的一种几何表示方法。对于一个用微分方程 $\ddot{x}+f(\dot{x},x)=0$ 描述的二阶系统，x 和 $\dot{x}$ 为方程的状态量，x 表示质点的位置，$\dot{x}$ 表示质点的运动速度，x 和 $\dot{x}$ 为方程的解，也就是用质点的状态来表示该质点的运动。在物理学中，这种不直接用时间变量而用状态变量表示运动的方法称为相空间方法，又称为状态空间方法。如果取 x 和 $\dot{x}$ 作为平面坐标，则系统的每一状态对应于该平面上的一点，当时间变化时，这一点在 $x-\dot{x}$ 平面上描绘出的曲线表征了系统的演变历程。这种曲线叫作相轨迹。

用相轨迹这种几何方法表示系统运动的动态过程，叫做系统动态特性的相平面表示法，即相平面法。相平面法对于分析包括继电特性（如姿控喷管）那样根本不存在线性区的非线性系统响应是一种非常有用的方法。

（撰写：孙思礼　审订：王晓东）

xiangwei bianma maichong yasuo jishu

相位编码脉冲压缩技术 phase coded pulse compression technique　采用脉冲内相位编码调制的宽脉冲和相应的处理方法提高信噪比和距离分辨率的技术。编码波形由一串等时宽的子脉冲组成，每个子脉冲的载频相位由编码序列决定。最常用的相位编码形式是二相编码，有时也采用多相码，如三相码、四相码等。脉冲压缩由匹配滤波器或相关处理器实现。压缩后的脉冲宽度与子脉冲宽度相等，因此距离分辨率由子脉冲宽度决定，压缩比由子脉冲个数N决定。可采用加权处理以降低距离旁瓣，但同时会使压缩后脉冲宽度展宽。对给定N的序列，如果自相关函数旁瓣最小，则称为最优二相码。巴克码是一类最优二相码，其自相关函数峰值为N，旁瓣为1，迄今找到的巴克码最大码长为13，由于码长较短，应用受到限制。最大长序列（M序列）又称伪随机序列或伪噪声序列，是一类常用的编码，码长为$n=2^n-1$，n为整数，共有M种编码序列

$$M=\frac{N}{n}\prod\left[1-\frac{1}{p_i}\right]$$

式中 p_i为N的质数因子。其为自相关函数，峰值为N，N较大时，主旁瓣比约为$\sqrt{N}$。如果多普勒频率在脉冲宽度内引起的相移较大，则需对多普勒频率进行补偿，以减小信噪比损失。对多普勒频率的补偿可以采用预先调偏本振频率的方法，也可以采用数字信号处理补偿方法。

（撰写：屈晓光　审订：黄玉海）

xiangwei dianya bupingheng

相位电压不平衡 phase voltage unbalance　简称电压不平衡。三相四线制交流电源系统正常工作时，用电设备端各相电压之间的最大差值。它主要是由负载不平衡和发电机结构不对称引起的，与发电机参数有关。通常用最高相电压与最低相电压之差表示，也可用各相电压与三相电压平均值之差的最大值与三相电压平均值之比的百分数表示，如航空115/200 V三相交流电源系统一般要求在所有的飞行状态下，最高相电压与最低相电压之差均不大于3 V。　（撰写：殷建成　审订：刘继光）

xiangyuan fenbianlü

像元分辨率 pixel resolution　又称地面像元分辨率。卫星遥感系统瞬时视场对应的目标最小线性尺寸，亦即系统中探测器单元对应的地面投影线性尺寸，或遥感系统成像地域内被分割成的大量离散取样单元的线性尺寸。地面像元分辨率是卫星遥感系统空间分辨能力的一种表观值，在系统的调制传递函数、输出信噪比及工作噪声参数分别达到阈值条件时，其表观值即为遥感系统实际分辨能力的表征值。在遥感系统焦距一定的情况下，探测器单元尺寸愈小，其地面像元分辨率愈高。卫星遥感系统的地面像元分辨率表达式为

$$R_p=\left(\frac{H}{f}\right)d$$

式中 R_p为地面像元分辨率；H为遥感器飞行摄影高度；f为遥感器光学焦距；d为像元尺寸。　（撰写：乌崇德　审订：金志煜）

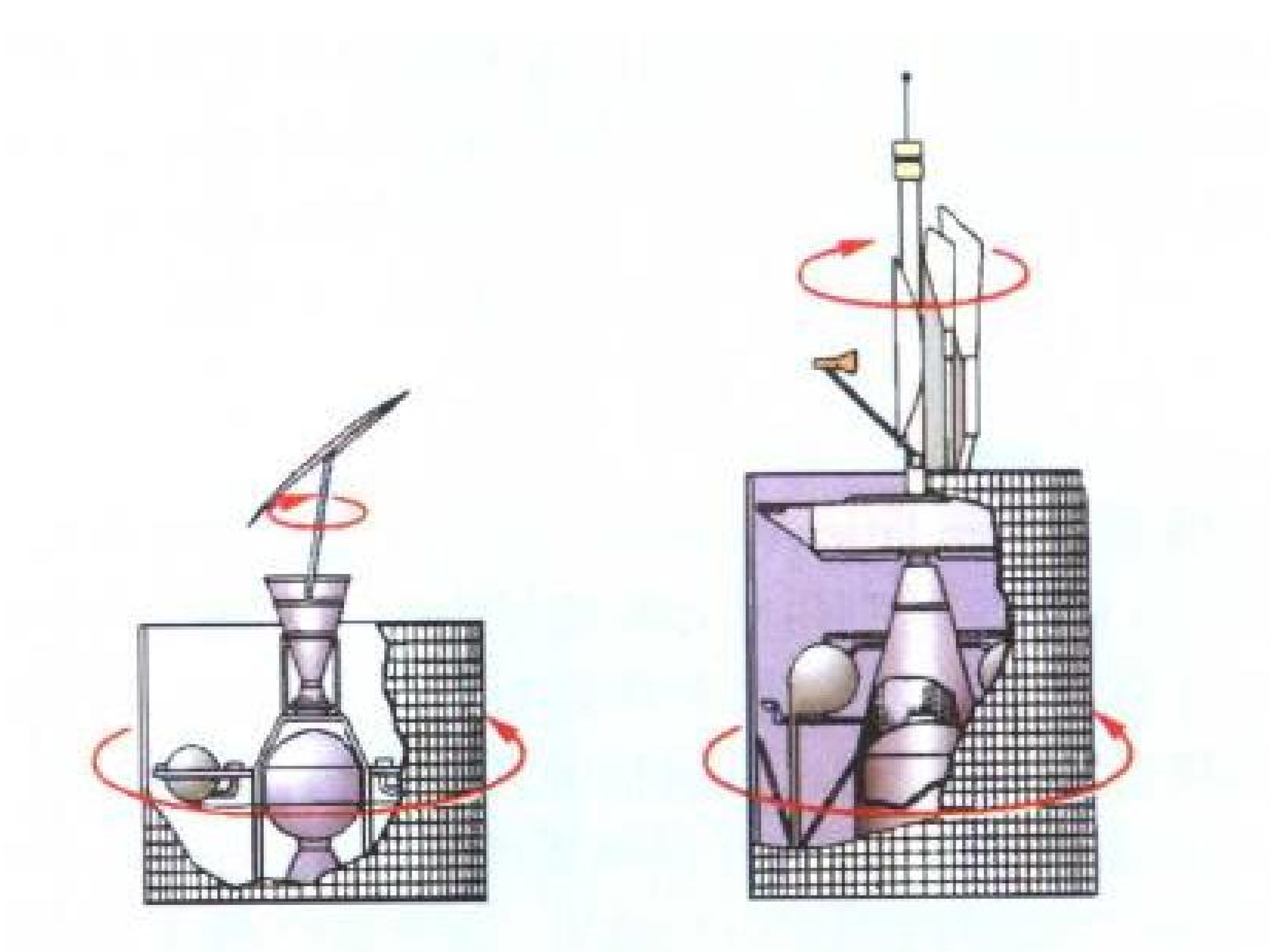
xiaoji fangyu

消极防御 passive defense　又称被动防御。单纯为保护己方，把敌人的攻击效果减少到最低程度而采取的各种保护措施。例如，建立掩体，实施伪装、设置假目标、疏散，进行机动，对关键设备加固等均属于消极防御。

（撰写：雷朝阳　审订：王毓兰）

xiaoxuan

消旋 despin　自旋和双自旋稳定卫星的消旋天线（又分为电子消旋天线和机械消旋天线）或消旋平台，以卫星自旋体相同的自旋速率相对自旋体反方向旋转，使通信天线波束稳定地指向地球或使消旋平台对地球相对静止，统称消旋。自旋稳定卫星使用电子消旋方式，即在垂直星体自旋轴的平面（卫星赤道面）上，沿自旋体周围均匀安装若干天线（相控阵天线），各天线波束随卫星自旋周期性地指向地球。通过相位波前的倾角改变波束方向（相位控制），保证在一个自旋周期中某一个天线的波束指向地球，实现通信天线波束消旋（对地球定向）。双自旋稳定卫星都是采用机械消旋方式，即由消旋电机驱动消旋天线或消旋平台消旋。与电子消旋相比，机械消旋



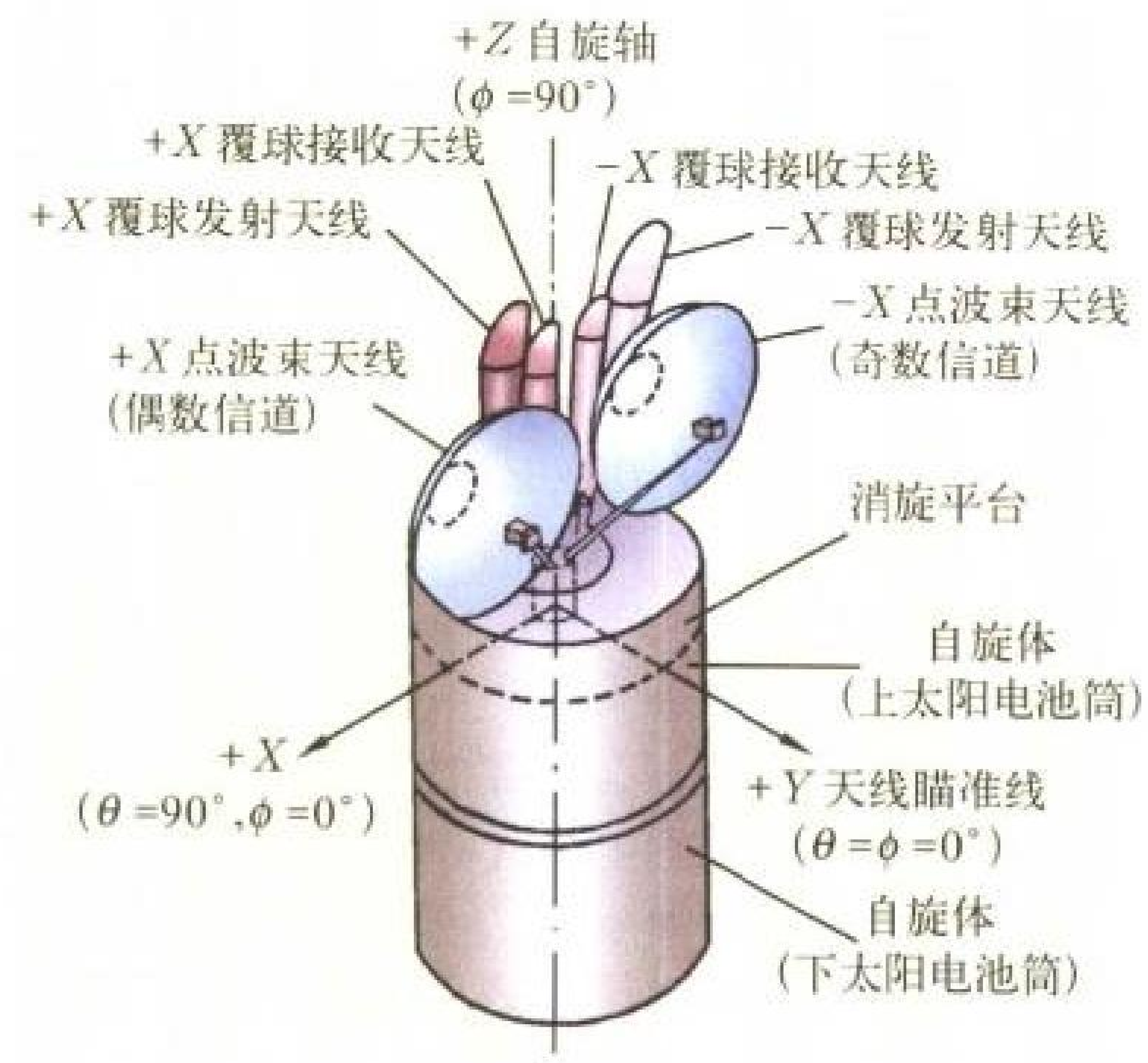
卫星自旋、消旋示意图

的波束指向精度高。尤其是消旋平台采用机械消旋方式，不仅可以实现多波束大容量通信，而且可以通过天线定向机构控制天线指向，实现点对点的窄波束通信。

（撰写：丁恩丰　审订：潘科炎）

xiaoxuan pingtai

消旋平台 despin platform　双自旋稳定卫星上对地球具有稳定指向的消旋部分。双自旋稳定卫星由自旋体及消旋体（消旋平台）两部分组成，通过消旋组件（电机、编码器、轴承、轴及壳体）将两部分连接成一体。一般自旋体的质量比消旋平台的质量要大得多，自旋体恒速自旋使卫星姿态稳定。装在自旋体上的消旋电机使消旋平台反转，当消旋平台转速与自旋体转速相等时，消旋平台对地球相对静止。消旋平台主要包括平台结构、有效载荷（如天线、转发器）、二次电源、温控装置、被动章动阻尼器、遥测遥控接口等仪器设备。平台消旋的双自旋卫星，由于有效载荷（天线、转发器）都安装在消旋平台上（如HS376、“国际通信卫星”4等通信卫星），与天线消旋的双自旋卫星（天线在消旋段，转发器在自旋段，转发器输出的微波信号通过消旋组件旋转关节的波导传输到天线上，如“国际通信卫星”3通信卫星）相比较，由于减少了自旋段与消旋段之间的微波传输环节，增加了信道数，减少了



双自旋稳定卫星结构示意图

传输衰减及干扰，从而大大提高了静止轨道双自旋通信卫星有效载荷的容量、效率和通信品质。

（撰写：丁恩丰　审订：陈义庆）

xiaoan tuijinji

硝胺推进剂　nitramine propellant　含有硝胺化合物的推进剂。含有氮硝基结构（$-N-NO_2$）的物质称为硝胺化合物，简称为硝胺。按化学结构硝胺推进剂可分为脂肪族硝胺（如硝基胍），芳香族硝胺（如特屈儿），氮杂环硝胺（如奥克托金和黑索金）等。固体推进剂中常用的硝胺化合物为奥克托金和黑索金，用这类化合物作主氧化剂，或取代一部分高氯酸铵，或与其他氧化剂等制成推进剂。其特点是能量高、燃气分子量低、燃气中少含或不含氯化氢、烟雾少或无烟雾，但危险等级提高，同时未改性的硝胺推进剂燃速较低、燃速压强指数较高。硝胺推进剂主要用作为无烟（少烟）推进剂、低特征信号推进剂和高能推进剂等。

（撰写：张小平　审订：李谨卫）

xiaosuanzhi zengsu jumi tuijinji

硝酸酯增塑聚醚推进剂　nitrate ester plasticized polyether propellant　以聚醚聚氨酯为粘合剂，用液体硝酸酯增塑的高能固体推进剂。这种推进剂因采用含能增塑剂，又充填75%左右的固体组分（包括奥克托金、铝粉和高氯酸铵等），兼有双基推进剂和复合推进剂两者性能和制造工艺的优点，不仅是目前用于装备的能量最高的固体推进剂，而且具有优异的高、常、低温力学性能。危险等级高于复合推进剂，但能安全使用和贮存。常用的硝酸酯增塑剂有硝化甘油、丁三醇三硝酸酯（BTTN）、三羟甲基丙烷三硝酸酯、二缩三乙二醇二硝酸酯等。硝化甘油制造技术成熟、价格低廉，但单独使用会引起这类推进剂的低温脆变。采用硝化甘油与其他硝酸酯（如BTTN）的混合增塑剂则可以改善低温脆变。采用键合剂是保证这种推进剂具有优异力学性能的关键技术。硝酸酯增塑聚醚推进剂采用浇注工艺成形，推进剂药柱尺寸不受限制，可直接用于壳体粘结式发动机。已成功地用于各种固体战略导弹，正逐渐推广用于各种战术导弹。

（撰写：陈长乐　审订：姚润森）

xiaoxing weixing

小型卫星　smallsat　质量小、体积小的人造地球卫星。航天时代初期所发射的卫星都是小型卫星，如前苏联和美国于20世纪50年代后期发射的第一颗人造地球卫星分别为83.6 kg和4.8 kg。近年来，小型卫星又出现热潮，但概念与初期已有很大不同。随着微电子、微机械技术的迅速发展，使质量小、体积小的卫星可以实现较强的功能。因此，国际上又提出了功能密度的概念，即卫星每单位质量的功能。目前国际上一般将1000 kg以下的卫星看作小型卫星。由于这些卫星采用微电子、微机械等集成技术，因而较之过去同等质量的卫星功能要强得多。因此，现代小卫星是技术进步的产物，它将把人造卫星技术推向新的发展阶段。

（撰写：王景泉　审订：张照炎）

xieqie penguan

斜切喷管　scarfed nozzle　喷管出口平面与喷管轴线不垂直而成一定斜切角形式的喷管。斜切喷管有多种用途：第一种是用作斜置喷管，如图1所示，喷管轴线与发动机轴线成一定夹角，为了弹体外形面的平齐，喷管出口形成斜切口形式；第二种是用于固体火箭发动机推力终止的反向喷管，反向喷管轴线一般都与发动机轴线成一定夹角，如图2所示，反向喷管的出口面一般要求与弹体平齐，也采用斜切口形式；第三种是用于推力矢量控制上，由于斜切口能产生一定的侧向力，可以用转动喷管斜切口部分或整个喷管来产生所需方向的侧向力，作为导弹飞行的控制力。

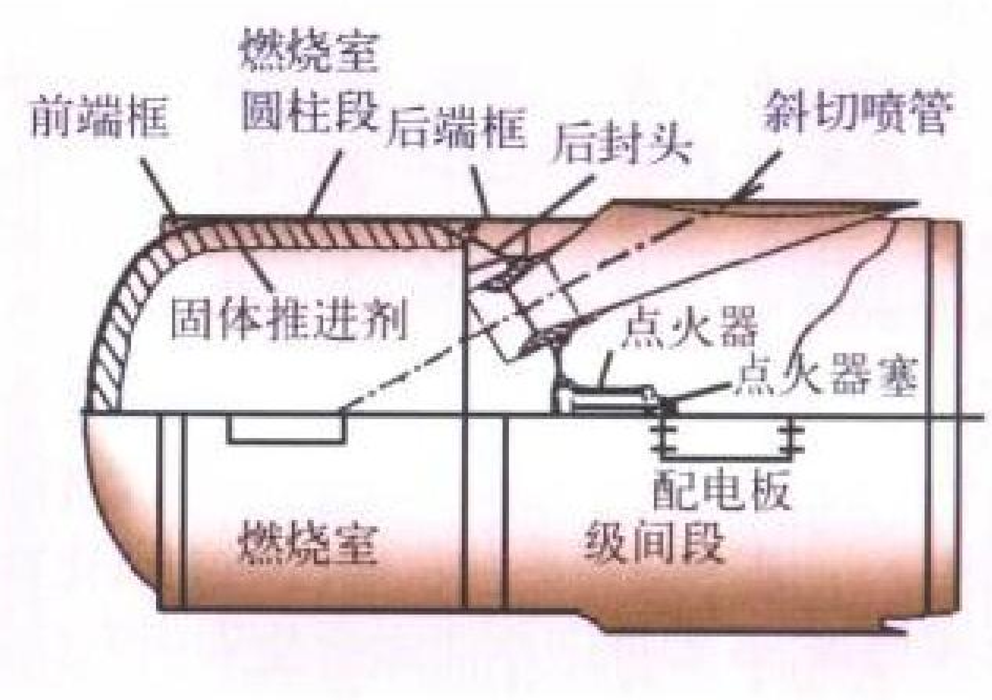


图1　用于发动机的斜切喷管

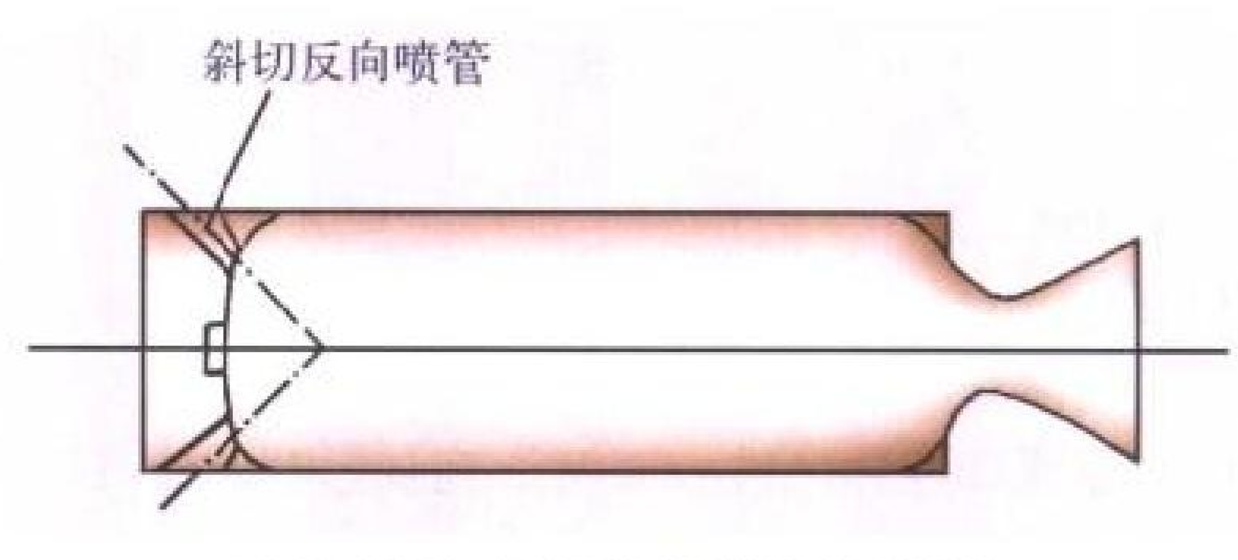


图2　用于反向喷管的斜切喷管

（撰写：黄坚定　审订：刘志武）

xiezhi penguan

斜置喷管　canted nozzle　喷管轴线与发动机轴线成一定夹角的喷管。为了配置在运载火箭芯级周围的助推器上，使喷管排出的气流不影响芯级正常工作，采用喷管与发动机轴线成一定夹角的结构形式，如欧洲的“阿里安”3、4运载火箭的固体助推器的喷管就是分别与发动机轴线成14°14′和12°夹角的斜置喷管，如图1所示。用于飞机、飞航式导弹等的助推发动机，除需提供向前的推力外，还需提供一定的升力；还有的发动机，除提供推力外，还需提供一定侧向力，这些发动机都采用斜置喷管。有些采用多喷管形式的发动机，为了喷管排出的气流不影响后面的装置，也采用斜置喷管。某导

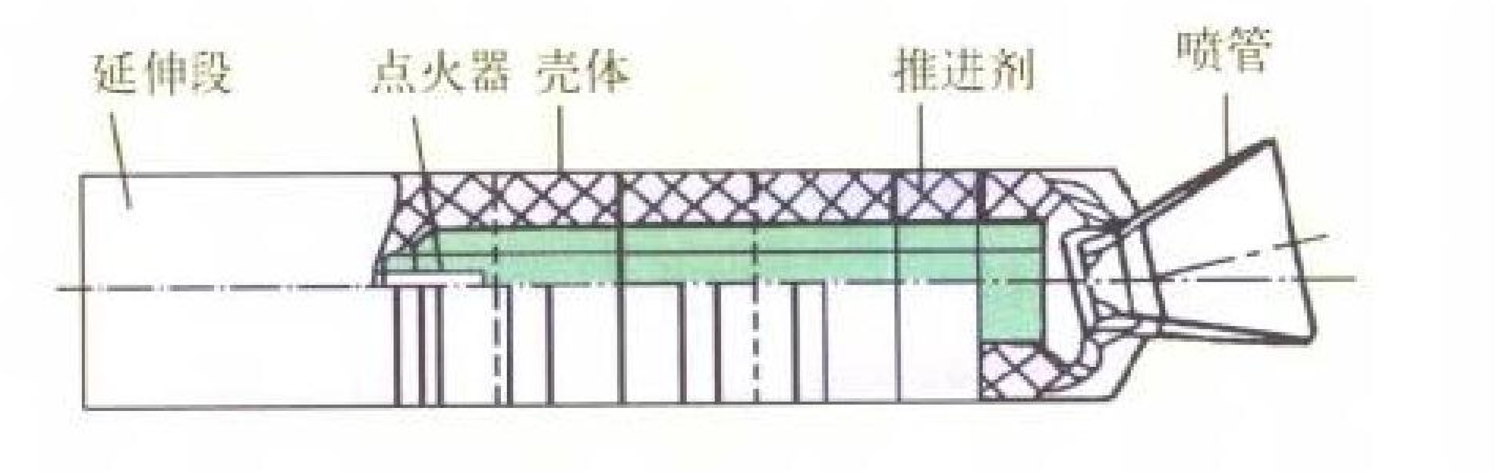


图1 “阿里安”4助推器斜置喷管

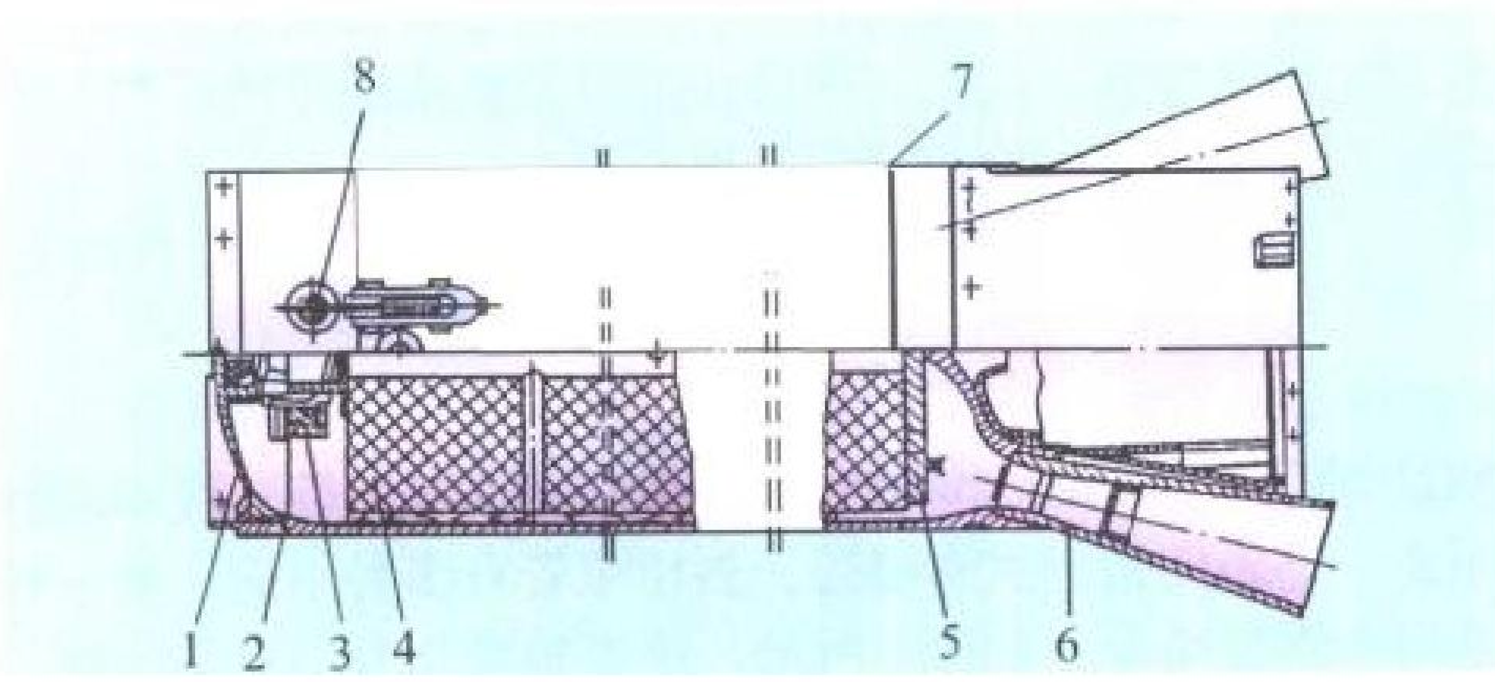


图2 某导弹发动机结构图

1—盖组件；2—电瓶舱壳体；3—引火药盒；4—药柱；5—药柱栅板；6—喷管；7—燃烧室；8—点火器

弹发动机采用的斜置喷管如图2所示。斜置喷管主要根据导弹、火箭总体布局来设计，喷管的斜置会造成一定的推力损失。

（撰写：黄坚定　审订：刘志武）

xielou weixian

泄漏危险　leakage hazard　液体推进剂在贮存和使用过程中因泄漏而造成着火、爆炸或人员中毒的危险。液体推进剂是化学活性物质，如果不慎造成氧化剂和燃料同时泄漏，自燃推进剂一经接触即会产生燃烧或爆炸，非自燃推进剂在有明火的情况下也会燃烧或爆炸。单独泄漏一般不会立即发生燃烧或爆炸，但泄漏的氧化剂遇到可燃物时，或者泄漏的燃料或泄漏的单组元推进剂遇到热源、催化剂或氧化物质时，也会引起着火或爆炸。有毒推进剂泄漏会使周围形成有毒环境，而低温推进剂泄漏则会造成人员的深度冻伤。防止推进剂的泄漏是推进剂安全管理的一项重要内容。

（撰写：蒋凤翥　审订：胡平信）

xinli xunlian

心理训练　psychological training　根据航天活动中航天员心理活动的规律和要求，采用心理学原理和方法，有目的地对航天员的心理过程和个性心理特征施加影响，使其达到最佳适应程度，以满足提高航天职业活动效率需要的过程。它是航天员训练的一个组成部分，占有极其重要的地位。其目的是培养和发展航天员在完成任务过程中所必须具备的优良心理品质和个性心理特征，使航天员在广泛的航天训练中学会控制和调节自己的心理状态，以适应航天中各种情况变化的需要；提高对航天特殊环境不利因素的心理适应性和心理稳定性，保证航天员不断提高职业活动效率、保障飞行安全和顺利完成航天任务。航天员心理训练分一般性心理训练和航天专业性心理训练两种。一般性心理训练是最基本的心理准备训练，如感知、注意、记忆、情绪、意志及动机和兴趣方面的训练等，常用方法有放松训练、呼吸调节训练、生物反馈训练等。航天专业性心理训练是针对航天特殊需要的心理品质、技能和本领而进行的训练，如心理稳定性训练、狭小环境中的隔离训练、航天乘员组的心理训练等。

（撰写：张其吉　审订：魏金河）

xinyin dianchi

锌银电池　zinc-silver battery　一种高比能量、高比功率的化学电源。它是负极为锌、正极为银的氧化物（AgO 和 Ag_2O），电解质为KOH溶液，配以适当结构，形成电池单体。可根据要求将合适的单体按一定的串、并联方式组合成电池组，以满足用户的电性能指标要求。锌银电池可制成一次电池和二次电池。一次电池又称贮存电池或自动激活电池，仅可使用一次。装配好的电池在干态下贮存，电解液存在贮液器内，不和电极接触。当使用时，在外力（如高压气体）作用下迫使电解液通过分配系统均匀地进入每个单体电池内，电解液和电极接触使电池处于工作状态。通常把电池进入工作状态的过程叫做激活。自动激活一次电池具有维护使用方便、准备时间短、干态贮存寿命长、内阻小、可在短时间内输出较大放电电流的优点，适用于导弹、火箭及卫星，特别适用于车载机动的各种战略战术导弹。人工激活的二次电池又称蓄电池，也可干态存放，但电池放电之后可用充电方法使活性物质复原，再进行放电使用。二次电池的优点是可多次使用，结构简单，质量小，成本低；缺点是准备时间长，机动性差，只适用于有充分准备时间的导弹、火箭及卫星。

（撰写：陆寿茂　审订：严殿启）

xinbiaoji

信标机　beacon transmitter　地面或飞行器中发射无线电信号以提供自身位置信息的电子设备。它由振荡器、放大器、发射天线和附加设备组成。飞行器上装设的信标机的主要用途是：(1) 地球站接收飞行器发射的信标信号，能及时发现飞行器，测定其相对于地面台站的方位角或俯仰角，还可用来引导其他设备的天线，使其对准飞行目标；(2) 采用频率稳定度很高的信标机时，地球站接收到的信标频率减去标称的信标频率可得出飞行器运动产生的多普勒频率，从而测出飞行器相对于地面台站的径向速度。对于工作频率很高的系统，如Ka以上频段，通过地面台站接收信标频率并进行校准可以消除飞行器上的频率源漂移的影响；(3) 返回型航天器中信标机能向搜索设备提供回收物体位置的信息；(4) 在某些飞行器的信标机上调制反映飞行器状况的遥测信息，还可以调制识别标记。信标机与转发器的主要区别是，前者主动地发射信标信号，而且只发射不接收，信息传输为单向性；后者接收由地球站发来的信号，并经变频、放大和信号处理，故信息传输具有双向性。与反射式雷达相比，信标跟踪的作用距离远，信号稳定，并且没有雷达的假目标回波干扰。

（撰写：陈豪　审订：崔骏业）

xindao

信道　channel　信息流通的通道。信道从传送的信号特征来分，有离散信道和连续信道；从用户数目来分，有单用户信道和多用户信道；另外还可以从统计特性、噪声特性以及传输速率等来区别信道。信道容量是信道的重要指标。单位时间内信道上能传输的最大信息量称为信道容量。有干扰时连续信道的信道容量为

$$C = B\log_2(1+\frac{S}{N}) = B\log_2(1+\frac{S}{N_0B})$$

式中　C 为信道容量（bps）；B 为信道带宽；S/N 为平均信噪功率比；N_0 为噪声功率谱密度（W/Hz）。上式是著名的香农公式，已知信道带宽和信噪比可以估算出信道容量。从香农公式可以看出，提高信噪比和增加信道带宽都可以有效地增

加信道容量。在信道容量一定时，带宽 B 和信噪比 S/N 可以相互转换，扩谱技术就是根据这个原理发展起来的。

（撰写：陈 豪　审订：谢 军）

xinhao shuzi chuli

信号数字处理 digital signal processing　是将模拟量信号转换为数字量（通常由A/D转换器来实现），然后再进行进一步处理的方法。模拟信号变换成数字信号后，利用微处理器、数字计算机及专用数字集成电路进行各种运算和变换，以提高系统的功能和性能。数字信号处理与模拟信号处理相比，主要优点有：灵活性好、可靠性高、功能可程序化、电路易于大规模集成；主要缺点有：受运算速度和字长的限制，需要模／数和数／模转换器。由于大规模集成电路和超大规模集成电路的飞速发展，加之微处理器的寻址能力、运算速度和总线位数的日益提高，使得信号数字化处理的精度、实时性、灵活性、可靠性不断提高，因此信号数字化处理的应用越来越广泛，如雷达信号处理、图像处理、电子对抗、自动控制、声纳、卫星、医疗器械、石油勘探、地震测量、电信等诸多领域都有广泛应用。　（撰写：程 黎　审订：戴逸俊）

xinggenzongqi

星跟踪器 star tracker　星敏感器的一种。能在一段时间内持续地跟踪恒星并测得恒星在视场内的角位置的装置。早期的星跟踪器把光学系统安装在可动的框架上，由于光学系统视场小，借助框架运动来增加有效视场。它的缺点是机械运动使跟踪器长期工作的可靠性下降，同时框架组件也导致质量的增大。以后出现了以析像管为探测器、以阵列式CCD器件为探测器的固定探头星跟踪器。它利用电子扫描装置搜索其视场并捕获恒星，视场较大，而且由于没有活动部件，因而提高了可靠性，延长了运行寿命。与析像管相比，CCD型探测器具有对磁场不敏感的优点。

（撰写：严拱添　审订：潘科炎）

xingguang zhidao

星光制导 stellar guidance　又称星光—惯性复合制导。利用恒星作为固定参考点，飞行中用星跟踪器观测星体的方位来校正惯性基准随时间的漂移，以提高导弹的命中精度的制导方式。星光—惯性制导比纯惯性制导精确，原因在于在惯性空间里从地球到恒星的方位基本保持不变。所以，使用星光—惯性制导可以克服惯性基准漂移带来的误差。这是该制导系统的主要优点之一。对机动发射或水下发射的弹道导弹来说，星光—惯性制导的优点更为突出。因为它们的作战条件使发射前不会有充足的时间进行初始定位瞄准，也难以确切知道发射点的位置。这些因素给制导系统带来的突出问题是发射前建立的参考基准有较大的误差。这种误差称为初始条件误差，包括初始定位误差、初始调平误差、初始瞄准误差等。如在弹上采用星光—惯性制导系统，则可允许在发射前粗略地对准、调平，飞行中依靠星光跟踪器进行修正，若再与发射时间联系起来，就能定出发射点的经纬度。由于这些突出的优点，加上系统的自主性和隐蔽性，使这种制导方式对机动和水下发射弹道导弹特别有吸引力。

（撰写：于绍浦　审订：李连仲）

xingji hangxing

星际航行 interplanetary and interstellar flight　泛指行星际航行和恒星际航行。行星际航行实际上总是以行星为目标的行星航行兼顾行星际航行。航天时代以来，人类发射的无人航天器已飞抵过金星、火星的表面，飞越过水星、木星、土星、天王星和海王星。下一步将发展载人行星航行，第一个目标是火星。20世纪80年代末以来，已有4个无人航天器先后飞出了太阳系，但这并未构成恒星际航行。恒星际航行是一个长远的奋斗目标，因为恒星离地球太遥远了。以最近的恒星半人马座的比邻星为例，距离是4.22光年，约合40万亿千米。若以现代航天器所能达到的每秒数十千米的速度飞行，飞抵最近的恒星也需要数万年。只有当飞行速度达到或接近光速时，恒星际航行才有实际意义，而要使航天器达到或接近光速，必须依靠核能火箭或光子火箭等新概念火箭。这种火箭目前还仅处于理论研究的阶段。因此，实现恒星际航行有待科学技术出现重大的突破。

（撰写：朱毅麟　审订：侯深渊）

xingji hangxing chuzhidao

星际航行初制导 initial guidance of interplanetary flight　星际探测器在发射和入轨阶段为消除轨道误差而进行的制导。由于所采用的发射方式不同，初制导过程和制导精度也有所不同。对于由地面起飞直接到达月球或行星的直接发射方式，制导精度一般较低。这类星际探测器的发射控制要求运载火箭最后一级具有制导系统，以精确地控制火箭入轨时的速度大小和方向。这种制导过程一般采用无线电导航或惯性导航来测量探测器的位置和速度。对于采用从地面先发射到人造地球卫星轨道，然后再用探测器上的变轨发动机将星际探测器送入行星轨道或其他轨道的发射方式，则可以提高初制导精度。但这种发射方式比直接发射方式要多消耗推进剂。

（撰写：潘科炎　王大轶　审订：李铁寿　王长龙）

xingji hangxing daohang he kongzhi

星际航行导航和控制 navigation and control of interplanetary flight　确定星际探测器在空间的位置和速度，控制其飞行以使之飞往预定位置的技术。星际航行通常指行星际航行。行星际航行可以认为是在地球、太阳和其他行星的引力作用下的限制性多体运动。根据引力作用的范围，可以把它简化为几个受到摄动作用的二体问题。因此行星际航行分为3个主要阶段：发射和入轨阶段，中途（自由飞行）阶段，接近目标星或着陆阶段。其中接近目标星阶段还分为通过目标星附近和成为目标星的卫星两种方式。探测器的着陆方式则分为硬着陆和软着陆。若探测器必须从目标星返回地球，则以相反的次序重复这3个阶段。根据行星际航行的不同阶段，可把制导相应地分为初制导、中制导和末制导。行星际航行的制导特点是：要求精度高，技术复杂，自主性强，要求导航和控制系统的功耗小、质量轻、可靠性高。行星际航行有3种导航方法：(1) 天文导航。其自主性强、精度较高，工作不受时间和距离的限制。但由于星光很微弱，测量技术比较复杂。(2) 无线电导航。其精度高，技术成熟，但不能自主，而且容易受外界干扰。(3) 惯性导航。它只适用于主动段。这些导航方法常常结合起来运用。在行星际航行中利用行星引力场来改变航天器速度的方法得到了广泛应用。例如美国发射的“旅行者号”探测器，就是先利用木星引力来对探测器进行加速并使航向偏转大约97°，使它飞向土星。然后利用土星的引力加速，继续飞向天王星。最后离开太阳系飞向宇宙。

（撰写：王大轶　审订：吕振铎）

xingji hangxing mozhidao

星际航行末制导 terminal guidance of interplanetary flight 对星际探测器接近目标星或着陆时的轨道进行测定和控制的过程。末制导的控制要求与中制导过程有很大区别。首先，从进入行星区域到在行星或行星的卫星上降落，其整个过程和初制导阶段一样是十分短促的。因而不可能有很多的时间进行测量和修正轨道。其次，要求控制的准确度必须很高，否则探测器就将飞越行星，或因控制不好而以过大的速度坠落到行星上去。显然，如没有精确、实时的测量和控制系统是不可能完成这项复杂而精确的任务的。现有的导航敏感器有雷达高度表（测距）、多普勒雷达（测速）、惯性测量单元（测角速度）、天文测角仪器（测角）等。

（撰写：王大轶　审订：王存恩）

xingji hangxing zhongzhidao

星际航行中制导 midcourse guidance of interplanetary flight 在星际探测器的自由飞行过程中，测定、计算和控制探测器的速度及方位，从而对飞行轨道进行修正的过程。由于自由飞行段比起飞或最终阶段的时间要长得多，因此一般要进行多次中制导。这种航行过程与航海和航空类似，可以采用天文导航方式。在中制导过程中也可以用雷达、太阳及星光的多普勒效应来测定探测器的速度。

（撰写：王大轶　审订：潘科炎）

xingjian tongxin

星间通信 intersatellite communication 卫星等航天器之间进行的信息传递。它包括同一轨道面内卫星（航天器）之间和不同轨道面卫星（航天器）之间的通信。前者如地球静止轨道通信卫星与数据中继卫星之间以及地球静止轨道通信卫星之间的通信；后者如中、低轨道卫星与数据中继卫星之间、载人飞船（航天飞机）与数据中继卫星和通信卫星之间、飞船（航天飞机）之间以及飞船（航天飞机）与空间站之间的通信等。星间通信包括信号要进行调制解调和信号不进行调制解调、射频直接连通的通信。前者如飞船之间、飞船（航天飞机）与空间站之间的通信等；后者如飞船经数据中继卫星和通信卫星的通信等，通常在这两种卫星之间并不对信号进行解调或调制，而是在射频上转换（接收、变频、放大、发射）。星间通信与两跳或三跳卫星通信相比，大大缩短了通信距离，因而减少了时延，使通话中的不舒适感大大降低，也减小了回波干扰。星间通信需要卫星之间进行自动跟踪，对卫星的稳定性和天线的指向精度要求很高，从而对卫星跟踪系统、姿态控制系统、卫星天线系统等都提出了更高的要求。

（撰写：邝振勋　审订：郑松辉）

xingjian fenli

星箭分离 satellite-rocket separation 卫星与末级火箭进行的分离。其作用是使卫星单独进入预定轨道正常运行。星箭分离方式大致有以下几种：(1) 弹射式分离。卫星和末级上均作用有沿纵轴方向的力。用于这种分离方式的分离推动装置一般有压缩螺旋弹簧弹射器和气动作动器。(2) 制动式分离。通常由末级辅助反推火箭或利用推进剂贮箱排出的增压气体所产生的反推力，使末级火箭制动。(3) 旋转式多星分离。对称于末级纵轴并列安装两颗或多颗卫星，由卫星固定端的末级分配器带动卫星绕末级纵轴旋转；分离时卫星解锁，在轴向弹簧分离力和转动离心力的作用下，将多星同时分离出去。

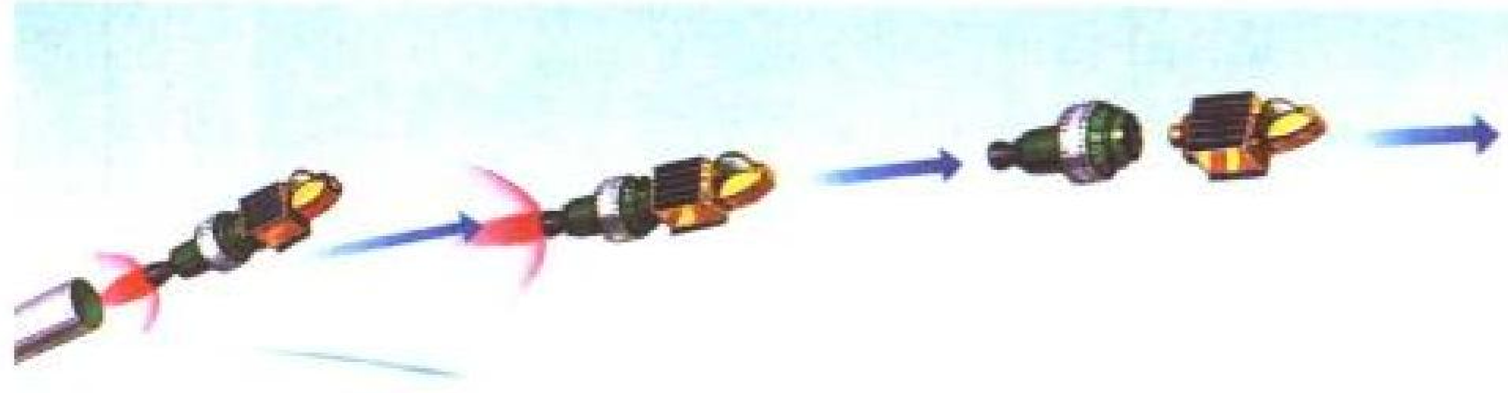


图 1　星箭分离示意图

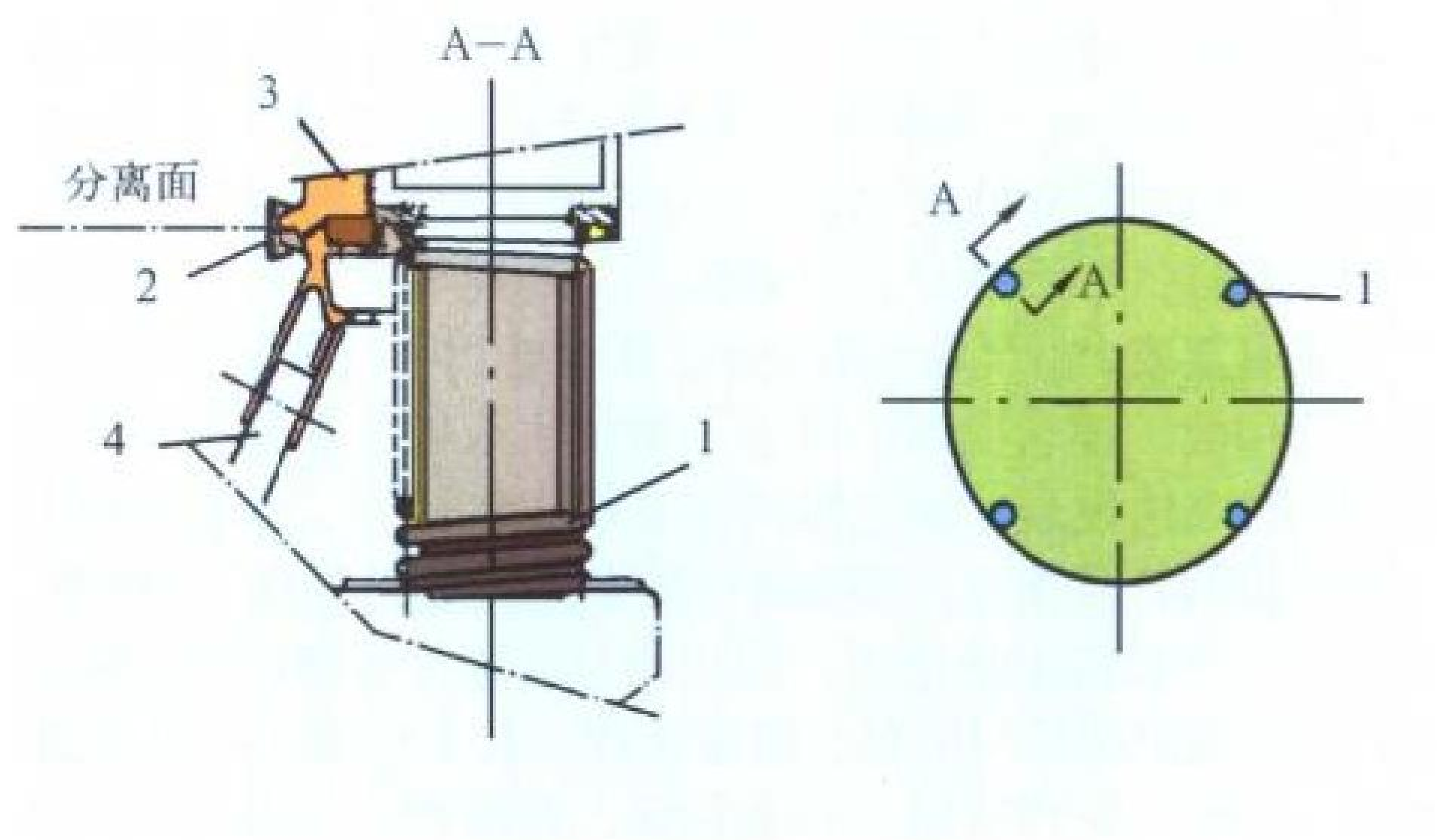


图 2　弹簧弹射分离系统

1—分离弹簧；2—包带；3—卫星下端分离框；4—末级转接锥

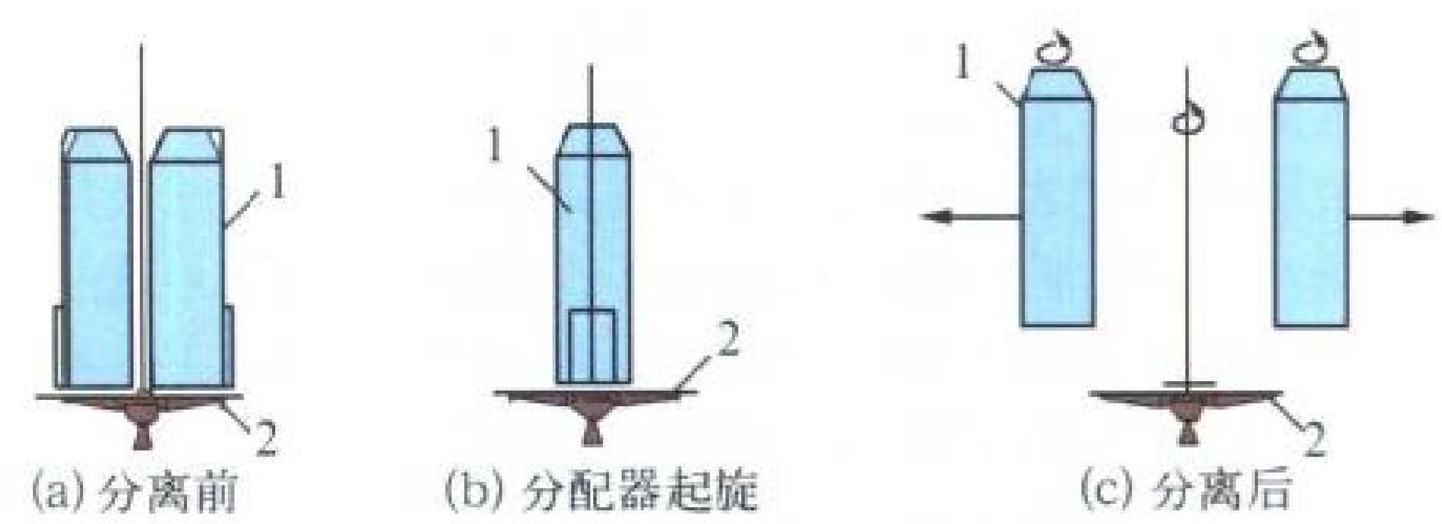


图 3　多星（双星）起旋分离示意图

1—卫星；2—末级分配器（与末级分离后状态）

制动式分离与其他方式比较，其优点是不会引起卫星在分离过程中的扰动运动，因而不降低卫星入轨精度，但反推火箭的燃气对卫星污染严重，不适用于要求严格控制污染的卫星分离。压缩螺旋弹簧弹射式分离具有无污染、可靠性高、分离冲击载荷较小，并可用选配方法减小因弹簧行程和弹簧力差值造成的分离干扰等优点，故广泛用于星箭分离。旋转式多星分离方式具有较高的工作效率和分离可靠性。

（撰写：谭宗恩　审订：余梦伦）

xingjian fenli xitong dimian shiyan

星箭分离系统地面试验 satellite-rocket separation system test on ground 在地面上验证星箭分离系统分离性能的试验。星箭分离冲击试验是典型的星箭分离系统地面试验。它在大气环境中试验，目的是验证分离系统的分离性能和可靠性，测试卫星结构在分离冲击环境下的动态响应。一般将卫星、分离系统和模拟运载器的质量块悬挂起来，通过爆炸螺栓爆炸断裂达到分离作用，采用高速摄影记录分离过程，用加速度计测量卫星的分离冲击响应。对于地球静止轨道气象卫星，为使定点发动机残壳不影响气象卫星上的辐射致冷器正常工作，也需将其与卫星分离。锁紧的分离系统一般在超高真空和规定的温度或温度循环条件下进行解锁分离试验，目的是检验转接器法兰接触面上及V型夹块与两法兰接触面上有没有出现冷焊现象，对分离性能有无影响。

（撰写：成致祥　审订：俞云书）

xinglibiao

星历表 star ephemeris 以时间为引数给出的天体（包括航天器）位置的历表。在天文学中，通常给出太阳、月球、大行星等的位置，统称为星历表。航天器的星历表往往是经过轨道测量得到轨道要素，再以此为基础计算得到。地球站根据星历表可推算出可观察到航天器的时间。

（撰写：张云彤 审订：范秦鸿）

xingminganqi

星敏感器 star sensor 敏感恒星辐射从而获取航天器相对惯性空间的姿态信息的高精度光学敏感器。其主要特点是具有极高的测角精度（达角秒级）并能提供三轴姿态的完全信息；但要得到对地指向的高精度还要有高精度轨道实时确定与之相匹配，如利用定轨精度达百米级的GPS接收机。由于星光辐射信号十分微弱，为减少背景光干扰，需配备光罩。此外恒星数目极多，需利用实时星图识别，这些都是星敏感器中的关键技术。星敏感器可分为星扫描器和星跟踪器。前者是视场对天空作扫描运动以感受到多个恒星星光，从而测得不同恒星的扫描角并计算出姿态，扫描由航天器自旋提供，因此它适用于自旋稳定航天器。后者是在一段时间内持续跟踪某些恒星以分辨出恒星在其视场的方位，从而估计出航天器的姿态。星敏感器结构复杂，主要由探头部分、控制线路、数据处理、图像采集与识别线路等组成。其中探头部分有遮光罩、光学镜头、制冷器、CCD器件、时序发生器及视频预处理器等。

（撰写：严拱添 审订：李铁寿）

xingqiu dazhan jihua zhanlüe fangyu changyi

星球大战计划(战略防御倡议) Star War program / Strategic Defense Initiative (SDI) 美国新闻界对1983年3月23日美国总统里根提出的一项大规模弹道导弹防御技术研究计划，即“战略防御倡议”的别称。SDI计划是美国制定的一项国防高技术发展计划。其主要目的是：(1)发展非核反导防御技术，以使弹道导弹失去作用；(2)占领和控制空间；(3)带动科学技术和国民经济的发展。SDI计划所研究的技术主要包括5大领域：(1)监视、捕获、跟踪与杀伤评价技术；(2)定向能武器技术；(3)动能武器技术；(4)系统分析与作战管理技术；(5)生存能力、杀伤力及其他关键支援技术。1984至1989财年，美国国防部战略防御计划局同国防工业部门、军内外研究机构签订了5000余项研究合同，进行了广泛的研究和试验，取得了一些重大的技术进展。SDI计划原定分4个阶段部署成一个采用多种防御手段、能实施分层防御的弹道导弹防御系统。1987年，美国国防部对计划进行了修改，提出分阶段部署方案。1988年，又对第一阶段部署计划作了重大修改，这一改变表明SDI计划的起点在逐步降低，并从强调天基助推段防御转向强调地基中段防御。布什就任总统后，SDI计划又有新的调整。1991年1月，布什宣布将SDI计划转向重点研究防御有限攻击的全球保护（GPALS）系统。克林顿就任总统后，计划进一步被压缩，目前该计划实际上被美国国家导弹防御计划（NMD）所取代，SDI的部分研究成果被用于NMD中。

（撰写：何立萍 审订：王毓兰）

xingsaomiaoqi

星扫描器 star scanner 又称星图仪或穿越式敏感器。星敏感器的一种。它的视场是狭缝形，利用航天器自旋运动使其对天体进行扫描以探测穿越视场的恒星。被探测器敏感的星光经电子装置放大与处理，就可给出被检恒星的穿越时间与信号幅度。当航天器以恒速自旋且略去微小章动运动不计时，利用星上储存的星历表数据便可推算出航天器的姿态信息。星扫描器的优点是构造简单，无活动部件，可靠性高。但是扫描运动是由航天器的自旋运动来提供，当扫描角速度过低，如小于每轨道1周时，信噪比将会降低。同时，航天器偏离恒速自旋以及受章动运动等影响因素都将降低测量精度，因而使其应用范围受到一定限制。该敏感器中狭缝几何与姿态模型之间关系的选择对定姿计算的工作量有很大关系。常见的狭缝形式有V型与N型两种。

（撰写：严拱添 审订：王长龙）

xingxiadian

星下点 subsatellite point 航天器在地球表面的投影点。由于不同使用目的选取的地球模型不同，具体有3种情况：(1)视地球为圆球形，地心和航天器的连线与地球表面的交点称为星下点（如图1），该点的地心纬度和地理纬度相同。这是一种近似的定义。(2)假设地球为旋转椭球体，仍然定义地心与航天器的连线和地球旋转椭球面的交点为星下点。该点的地理纬度和地心纬度不同（如图2）。(3)仍假设地球为旋转椭球体，椭球面上有一点的法向正好通过航天器，这一点称为星下点。对于在星下点的观察者，航天器这时正好在他的天顶，其仰角为90°。这时星下点的地心纬度和航天器的地心纬度不同（如图3）。星下点随着航天器运动而变化，在地球表面画出一条轨迹，称为星下点轨迹。星下点轨迹是航天器和地球自转两种运动合成的结果，参见*星下点轨迹*。在航天器总体设计中，选择星下点轨迹有时是轨道设计的重要依据。例如，地球资源卫星等对地观测卫星可以得到星下点附近区域的信息，能否得到指定地区的图像往往会部分或全部决定于轨道

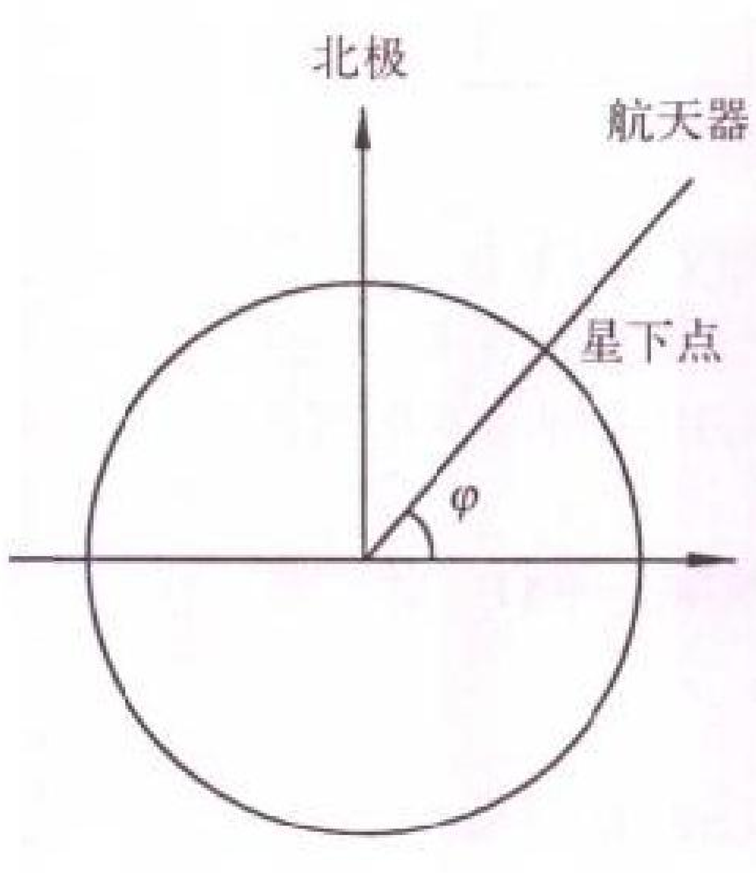


图1 球形地球星下点

φ—星下点（地心、地理）纬度

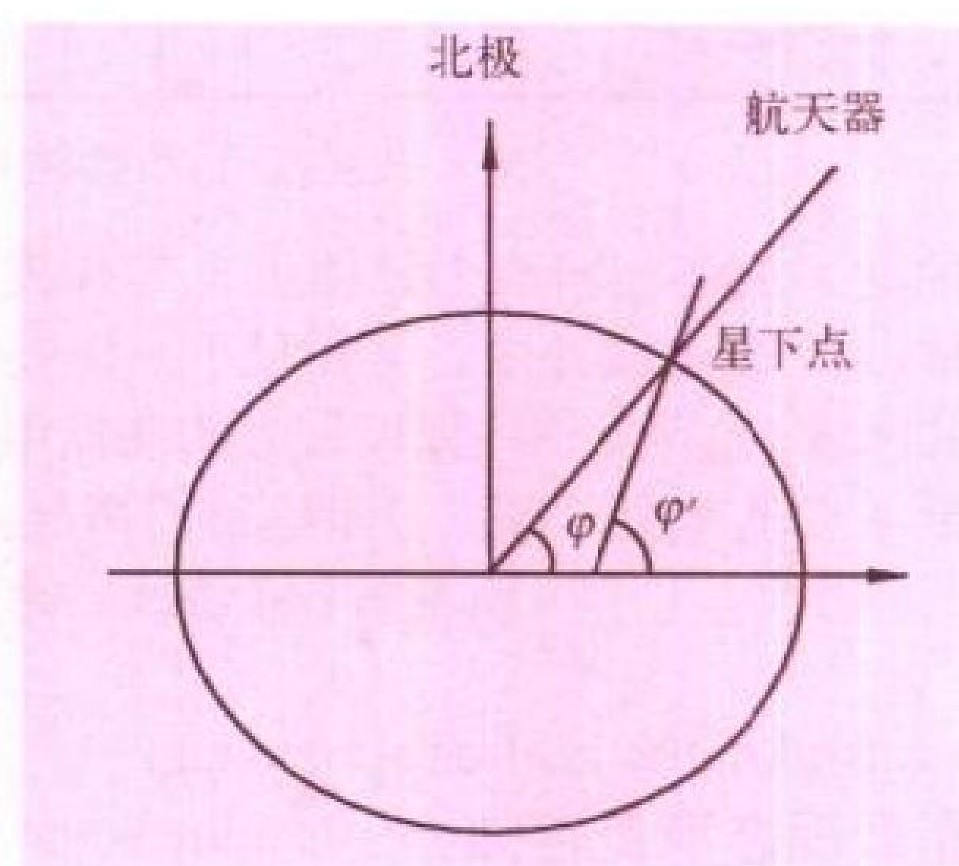


图2 椭球形地球地心连线星下点

φ—星下点地心纬度；φ'—星下点地理纬度

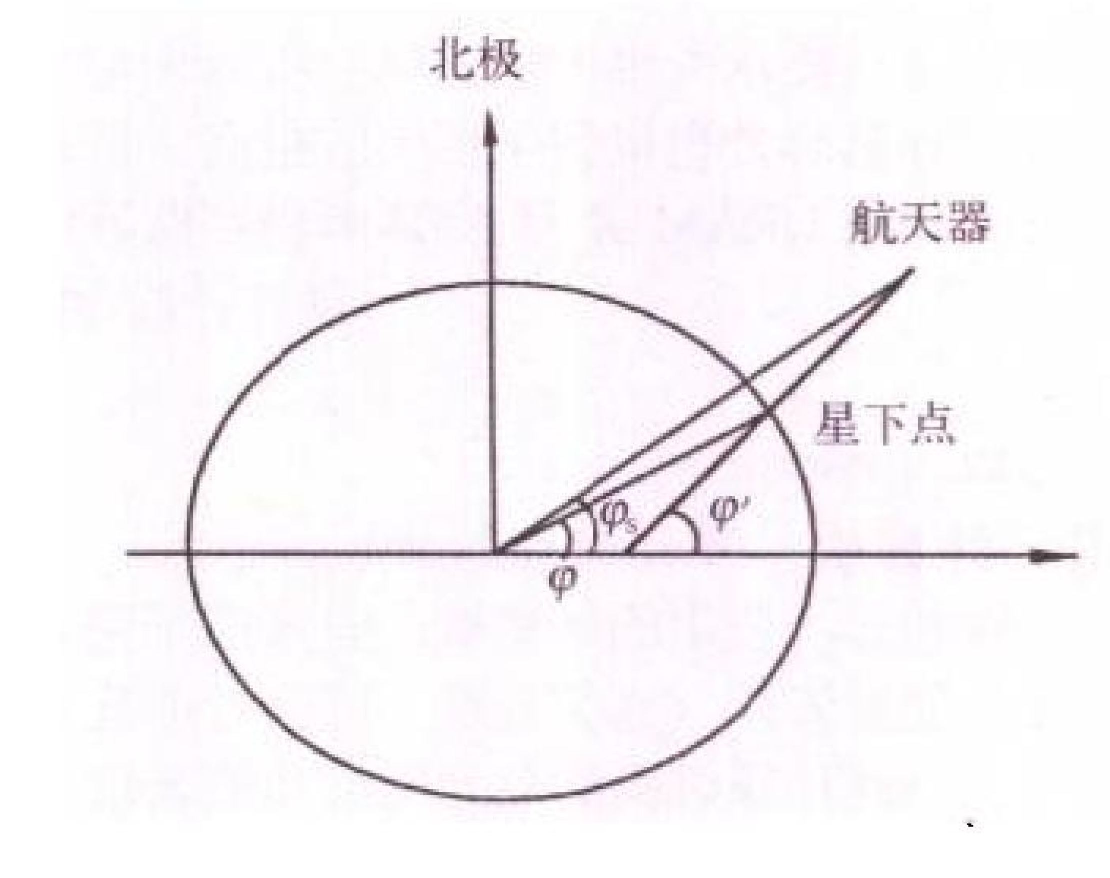


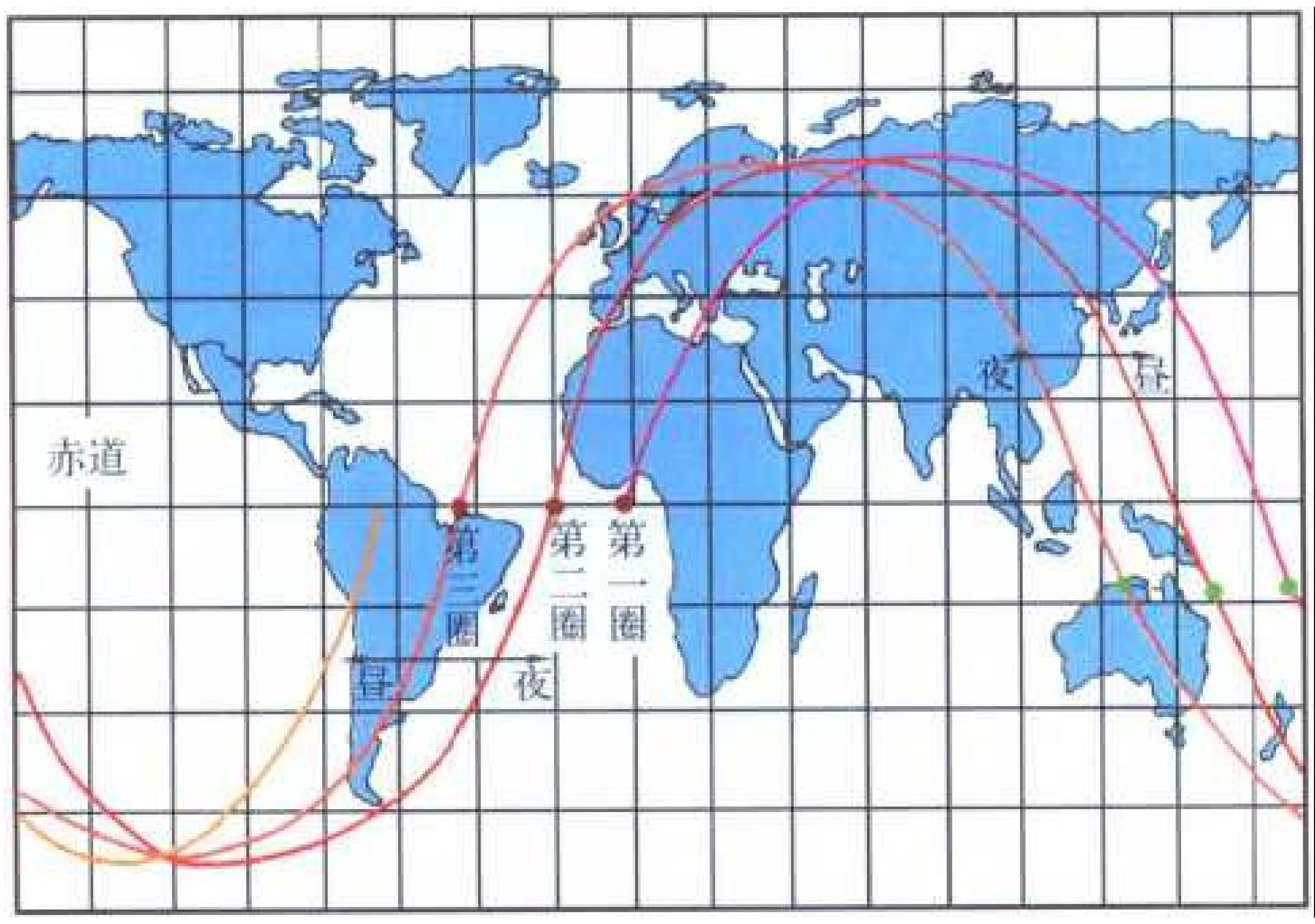
图3 椭球形地球法向星下点

$φ_s$—航天器地心纬度；φ—星下点地心纬度；φ'—星下点地理纬度

参数。 （撰写：张云彤 审订：范本鸿）

xingxiadian guiji

星下点轨迹 track of subsatellite point 由于卫星运动和地球自转使星下点在地球表面移动所形成的轨迹。人造地球卫星在地面的投影点（过卫星质心作地面的垂线，此垂线与地面的交点）称为星下点，用地理经、纬度表示。对于星下点处的地面观察者来说，卫星就在天顶。卫星经过升交点时，星下点在赤道上。将星下点轨迹画在地图上便是星下点轨迹图。在麦卡托投影地图上，近地卫星的星下点轨迹像是一条正弦曲线。地球同步轨道卫星的星下点轨迹是一条"8"字形的封闭曲线。地球静止轨道卫星的星下点轨迹是一个点。不考虑轨道摄动，星下点轨迹所能达到的最南和最北的地理纬度数值等于轨道倾角值。有时也把卫星和地心连线与地面的交点定义为星下点。由于地球采用参考椭球体，这两



卫星星下点轨迹图

种星下点将在同一个经圈上，其纬度相差也很小（几个角分）。在轨道设计中，常用星下点轨迹图来表示卫星所飞经的区域。世界上一些规模较大的测控中心用大屏幕实时显示星下点轨迹图，提供卫星运行的情况。

（撰写：李济生 李颐黎 审订：张云彤）

xingzai gutai hailiang cunchuqi

星载固态海量存储器 satellite borne solid state mass storage 在卫星上存取大量数据的半导体存储设备，用于存储卫星上不能及时发回给地面的侦测信息。它以半导体存储器作为记忆媒体，没有机械运动部件，比传统的大容量存储器如磁盘、磁带机等更能承受温度的变化、机械振动和冲击，并且读写速度和存储容量也得到了很大的提高。星载固态存储器的设计普遍采用DRAM或FLASH两种存储器件。

（撰写：熊 晖 审订：张淑萍）

X

xingzai jisuanji

星载计算机 satellite onboard computer 用于卫星、飞船及深空探测器上使用的计算机。它可用于完成姿轨控制、数据管理、能源管理、通信管理、容错管理及有效载荷管理和控制等。星载计算机除满足相应的功能要求外，一般还应满足低功耗、抗辐照、热真空、高可靠指标要求。由于卫星运行轨道所经过的辐射环境不同及空间执行任务的时间不同，因而对抗总剂量以及抗单粒子事件能力亦有不同要求。为了适应空间环境要求，一般应选择具有抗辐照和抗闩锁能力的器件。此外在计算机的体系结构、拓扑结构中多采用容错机制。例如，卫星姿轨控制计算机多采用三机或多机冗余设计；数据管理计算机多采用具有故障自检能力的双机冗余设计，它可以为冷备份模式，也可为热备份或温备份模式；某些高性能卫星或飞行器广泛采用了网络或总线构成的分级分布式多机计算机系统结构；长寿命深空探测器中计算机多采用级联备份模式。多机冗余的切换和升降级可以按自主方式进行，也可由地面站发遥控指令进行。星载计算机必须采用抗闩锁设计技术，防止由于高能重离子轰击而引起的闩锁烧毁。为了实现星地间有效通信或者为了实现天地一体化操作，计算机必须具有有效的遥测和遥控功能。

（撰写：于伦正 审订：蒋轩祥）

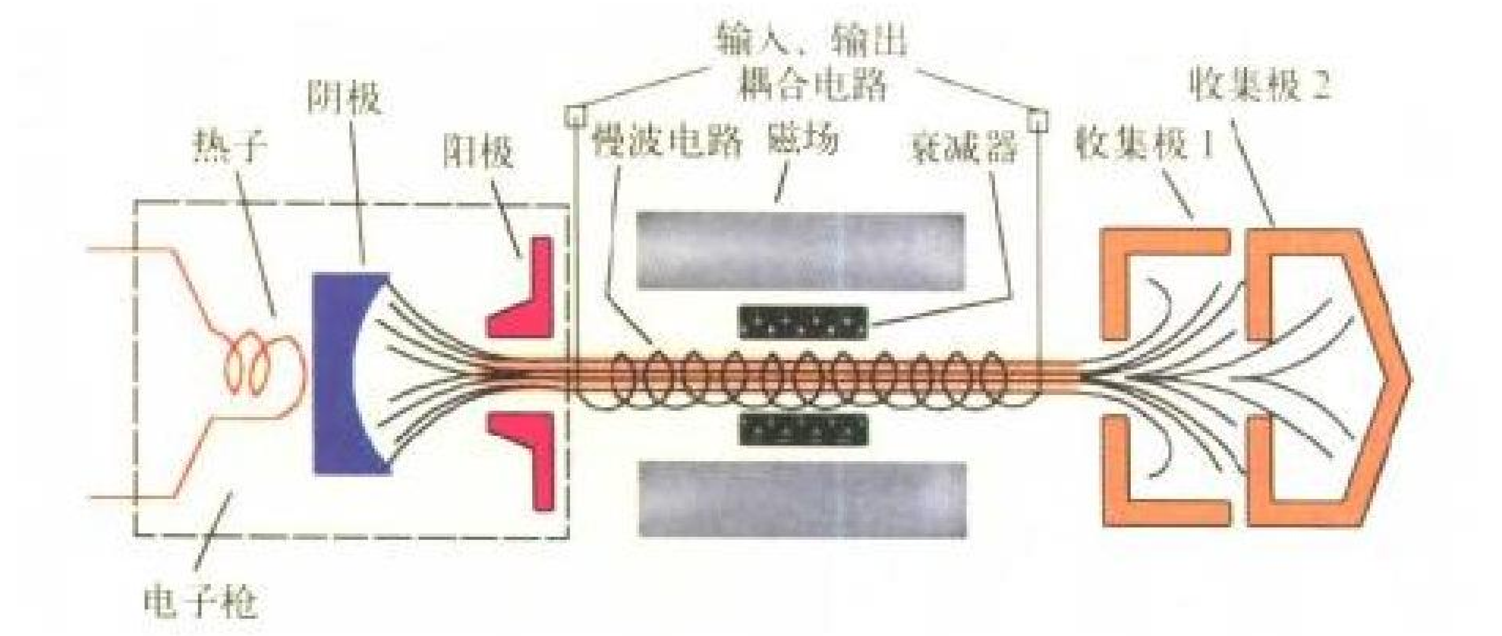
xingzai rongcuo kongzhiqi

星载容错控制器 fault-tolerant controller onboard 又称星载容错控制计算机。由微处理器实现，具有容错能力，用于航天器姿态和轨道控制的装置。其功能是在航天器飞行过程中完成姿态敏感装置测量数据的采集与处理，控制策略的实时计算，执行机构控制指令的输出，星上数据管理设备或地面测控系统发出的控制指令的接收及处理，姿控系统状态信息的收集及向地面测控系统的反馈。该装置同其它星载计算机的突出差别在于对外接口种类多、数量大。容错计算机是指硬件发生故障或软件产生错误时仍能继续运行并完成其既定任务的计算机系统。容错技术主要是运用冗余技术来抵消由于故障而引起的影响、提高系统的可靠性。冗余技术可分为硬件冗余、软件冗余、时间冗余和信息冗余。在星载容错控制器设计中需要根据航天器运行的轨道、寿命等因素综合运用各类冗余技术，满足可靠度的指标。计算机容错技术是根据航天任务高可靠性需要发展起来的。目前国外所有航天器上的计算机都是容错计算机。中国成功发射的、采用数字控制技术的航天器中也都采用了各种容错结构的星载容错控制器，它已成为航天器控制系统的核心部件。星载容错控制器的发展方向是高速度、大容量、功能集成度高、自主能力强、体积小、质量轻、功耗低、结构灵活、紧凑。

（撰写：郭树玲 审订：李铁寿）

xingboguan fangdaqi

行波管放大器 travelling wave tube amplifier (TWTA) 由行波管和行波管电源组成，对射频信号进行放大的微波电真空器件放大器。行波管电源向行波管提供有特定要求的直流稳定电压。行波管种类繁多，具体结构也各不相同，但基本都是由电子枪、慢波电路、聚束系统、输入与输出耦合电路和收集极5个主要部分组成，如图所示。电子枪发射的电子流在聚束系统的约束下形成注束，沿慢波线的中心穿越，经输入耦合电路进入慢波线的信号波交变电场，对电子注进行速度调制，产生了群聚的电子注与沿慢波线传输的信号波减速场相互作用，从而完成了电子注将部分能量转换给传播速度较慢的信号波的过程，使输入信号得到放大。放大后的信号波经输出耦合电路输出，电子注的剩余能量被收集极回收。行波管放大器广泛应用于航天无线电设备、航空电子设备、雷达、电子对抗、通信与广播电视系统和卫星地球站等。行波管的优点是宽频带、大功率、高效率。有些行波管放大器带宽可达2～3个倍频程或更宽，平均功率达几千瓦，脉冲峰值功率达几兆瓦。其缺点是体积大、质量重、耗电量大。随应用的不同，每种行波管都有其特点和局限。

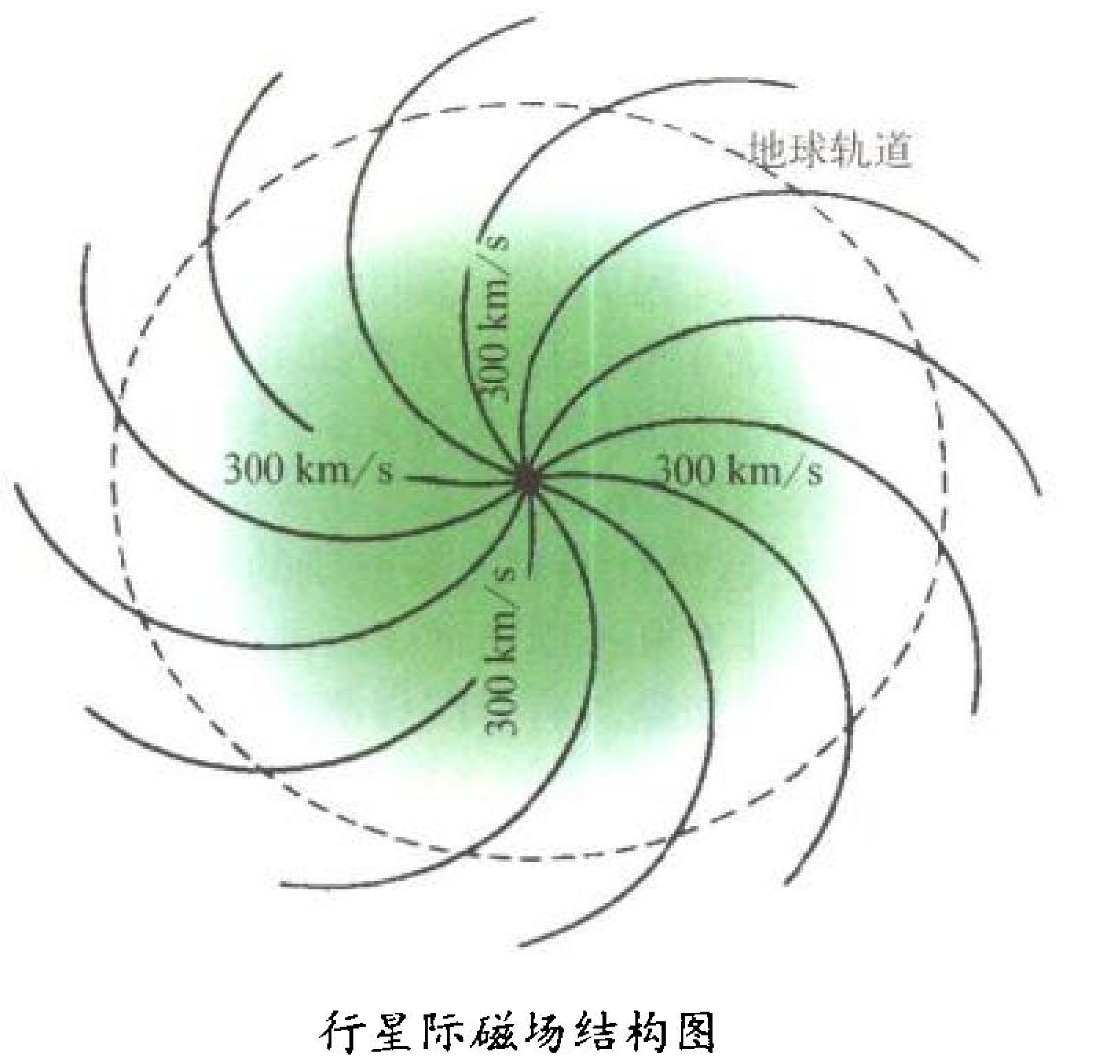


行波管放大器工作原理示意图

（撰写：熊鸿富　审订：崔骏业）

xingxingji cichang

行星际磁场 interplanetary magnetic field 存在于行星际空间的磁场。它由太阳风等离子体携带，随着太阳风进入行星际空间。由于太阳的旋转和太阳风向外对流，行星际磁场被拉弯成螺旋形，形成大尺度扇形结构的螺旋场（见图）。行星际磁场对太阳耀斑辐射的带电粒子的传播、银河宇宙线的分布和变化等都起着重要作用。太阳风行星际磁场与各个行星磁场的相互作用决定着相应行星的空间环境及其扰动和变化，其中最有代表性的是太阳风行星际磁场与地球磁场相互作用生成的地球空间环境及其扰动和变化，如磁暴、亚暴、极光等现象的发生、发展变化都与行星际磁场的变化密不可分。因此行星际磁场在空间环境预报和研究中非常重要。



行星际磁场结构图

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

xingxingji jibo

行星际激波 interplanetary shock 行星际空间发生的太阳风参量强间断现象。有的直接来自太阳扰动，发生于太阳附近，如太阳耀斑激波；有的是太阳的各类瞬变结构的行星际扰动传播过程中演变的结果。对扰动和行星际激波传播规律的研究是日地关系中的重要课题。行星际激波是太阳剧烈活动引发某些地球空间环境扰动（如磁暴）的最为重要的环节。

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

xingxingji jiancezhan

行星际监测站 interplanetary monitoring platform (IMP) 由美国航空航天局发射的监测行星际空间物理状态的卫星系列，由10颗卫星组成，被编入“探险者”系列。行星际监测站主要测量磁场、太阳风和宇宙线。除了IMP-6是绕月的轨道之外，其他都围绕地球运行，大部分是偏心率很大的椭圆轨道，远地点远远超出磁层范围，IMP-4因未能进入原计划的绕月轨道而成为大椭圆轨道。IMP-8和IMP-10按预定计划进入大椭圆轨道。每颗星都有10项左右的测量仪器。IMP-10共有12项测量仪器：(1) 静电场测量仪；(2) 测量太阳风的球形静电分析器；(3) 测量太阳风的法拉弟筒；(4) 测量磁层内外低能电子和质子的双通道柱面静电分析器；(5) 测量耀斑低能粒子成分和能谱的，由静电分析器和固体探测器组成的复合探测器；(6) 静电波和无线电噪声接收机；(7) 测量高能电子、质子和 α 粒子能谱的固体探测器；(8) 测量宇宙线粒子能谱的一对半导体探测器；(9) 测量磁场强度的磁通门磁强计；(10) 测量宇宙线成分和能谱的复合探测器；(11) 测量同位素的半导体探测器；(12) 测量高能电子、质子和重离子的半导体探测器。IMP取得了许多非常有价值的资料，为空间物理和空间环境研究，尤其是对近地空间研究提供了较为系统的数据。

（撰写：孔克典　审订：古士芬　都　亨）

xingxingji kongjian huanjing

行星际空间环境 interplanetary space environment 太阳与太阳系各行星之间的广大宇宙空间中的环境，没有明确的外边界。行星际空间环境主要由来自太阳的行星际磁场和太阳风等离子体以及宇宙线高能粒子构成，此外还有来自彗星、小行星的流星体和宇宙尘的固体物质的行星际尘埃以及各类波动。由于行星际空间环境中的物质主要来自太阳，因此即使是在太阳宁静期，它们的空间分布也是极端不均匀的。太阳活动引起行星际空间环境剧烈扰动，出现各种瞬变结构（如行星际激波、磁云、高密度结构等）；太阳表面活动区结构的变化，太阳的自转以及太阳活动的11年周期性变化都会引起行星际空间环境随之变化，使行星际空间环境现象变得复杂和变化多样。对太阳活动的响应和传递决定着各个行星的空间环境，特别重要的是太阳活动对地球空间环境的作用和影响。建立太阳—行星际—地球空间环境的实用的扰动预报模式是地球空间环境预报的重要环节。

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

xingxingji raodong

行星际扰动 interplanetary disturbance 由于太阳活动引起的行星际空间环境的变化。它包括行星际磁场的变化，行星际等离子体以及宇宙线的变化。它可以是各类太阳耀斑携带着磁场的巨大能量流、物质流所引起的行星际状态扰动，也可以是由日冕物质抛射引起的行星际磁场和太阳风参量的剧烈变化。行星际扰动是太阳活动对地球空间环境扰动的直接作用者，更好地研究行星际扰动的发生、变化、传播过程及其空间分布，并监测行星际扰动，对空间环境预报是极其重要的。

（撰写：古士芬　审订：都　亨）

xingxingji shanshuo

行星际闪烁 interplanetary scintillation 行星际空间等离子体的不均匀性导致的来自宇宙空间射电波幅度和相位起伏的现象。由于行星际空间经常存在着等离子体的不均匀或不规则结构，其中那些小尺度的结构会对来自宇宙空间的射电波产生散射，造成射电波的幅度和相位起伏。当对已知的空间射电波源进行行星际闪烁观测时，可以反演出行星际空间等

离子体的不均匀或不规则结构及其扰动特征。

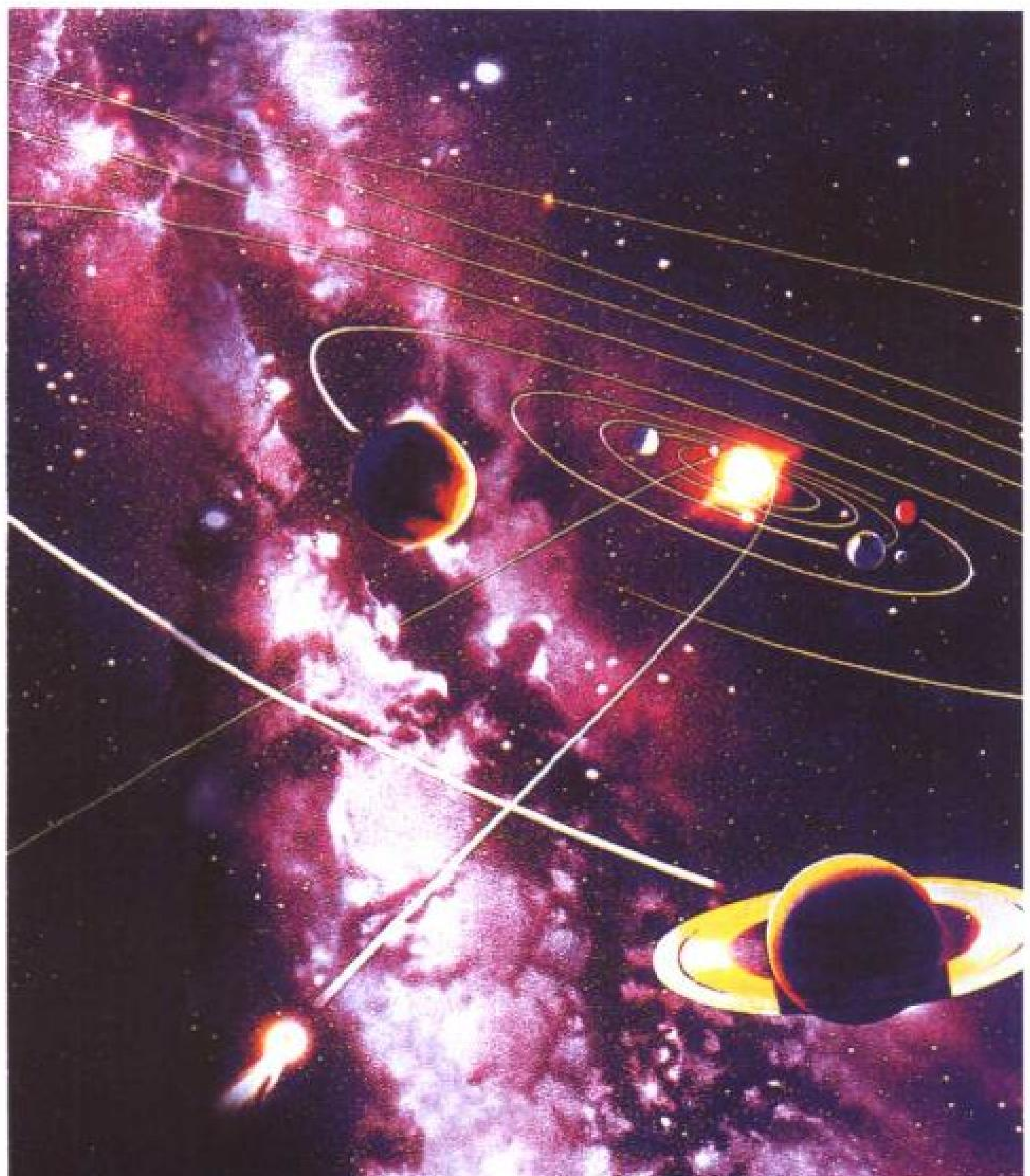
（撰写：孔克典　古士芬　审订：都　亨）

xingxing kongjian huanjing

行星空间环境 planetary space environment　围绕各行星，受各行星磁场、引力场和电磁辐射等所控制的空间范围内的环境。行星空间环境中主要有引力场、中性大气、等离子体、宇宙线、太阳电磁辐射、流星体等，大多数行星空间环境中还有磁场以及被磁场捕获的高能粒子构成的辐射带和电场。不同的行星其空间环境有很大不同，对它们的认识来源于观测，若要对它进行模式化描述，还需要更进一步的探测。对行星空间环境的认识将直接关系到行星探测及太阳系探测的发展。（撰写：古士芬　审订：都　亨）

xingxing tance

行星探测 planetary exploration　利用航天器飞抵或飞近除地球外的其他行星对其进行实地考察或就近观测。这是航天技术为行星研究开创的全新局面。探测行星的无人航天器称为行星探测器。从20世纪50年代末开始，至今人类已发射了60多个行星探测器，探测了除冥王星以外太阳系的所有行星——水星、金星、火星、木星、土星、天王星和海王星，发现了行星的新卫星、光环、极光、磁场和辐射带等，极大地丰富了有关行星的构成、演化和物理及化学特性等知识。行星探测的方式从初级到高级，从简单到复杂，共有6种：(1)



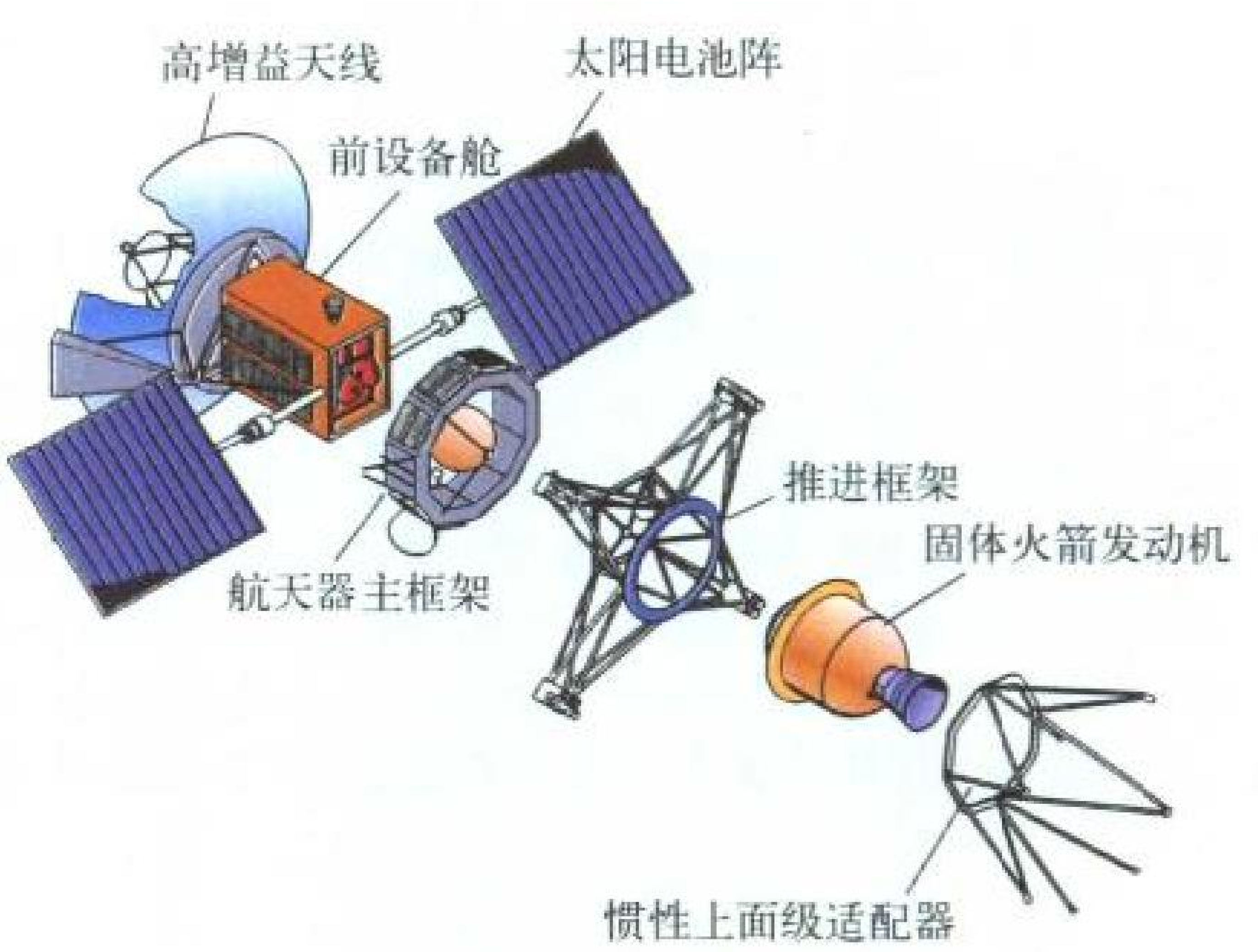
太阳系行星大家族

近距飞越，探测器利用从行星附近飞越的短暂时间进行观测；(2) 硬着陆，探测器不减速地撞击行星表面或穿入行星大气层，利用坠毁前的接近过程进行观测；(3) 成为行星的人造卫星，环绕行星对其进行较长期的全面观测；(4) 软着陆，探测器对着陆点附近的行星表面进行较细致的观测或取表层土壤就地分析；(5) 星面巡视，可移动的探测器在行星表面行走，扩大观测范围；(6) 取样返回，探测器在行星表面不同地点获取岩土样品，带回地球进行详细分析和研究。

（撰写：朱毅麟　审订：侯深渊）

xingxing tanceqi

行星探测器 planetary probe　用于对太阳系内的行星及其卫星进行探测的一种空间探测器。太阳系的九大行星按照距太阳由近及远的顺序排列，依次为水星、金星、地球、火星、木星、土星、天王星、海王星、冥王星。各行星都处在行星



“麦哲伦”金星探测器

演化进程的不同阶段，因而具有不同的特征。自从人类掌握航天技术后，就开始了对地球以外其他星球的探测和考察，并通过对地球和其他行星的对比研究，了解行星的起源和演化规律，探索和揭示生命的由来及其在宇宙中的发展，进而对地球环境的变化趋势有相对比较准确的认识。因此，行星探测对人类的永久生存和不断向地球以外的空间扩展有着重要的现实意义。行星探测器有专门探测某行星的探测器，也有在一次飞行任务中先后探测多颗行星的探测器，如美国1972年3月3日发射的“先驱者”10号探测器就先后探测了木星和土星。探测器于1973年12月经过木星，完成对木星的探测后，借力飞向土星，1974年3月探测完土星后，又飞过冥王星轨道，最后飞离太阳系，是飞出太阳系的第一个航天器。早在1958年，人类便开始了行星探测活动。从那以后，美国发射了几十颗行星探测器，主要有：“水手”、“海盗”、“先驱者”、“旅行者”系列和“麦哲伦”、“伽利略”、“火星探路者”等型号。前苏联1961年2月成功地发射了“金星”1号行星探测器，直到1989年，在近30年的时间里发射了几十颗各类行星探测器，主要型号有：“金星”、“火星”、“维伽”和“福布斯”等。行星探测器取得的重大科学技术成就，加深了人类对地球、太阳系以及整个宇宙的认识。

（撰写：卢　波　审订：朱毅麟）

xingxing tanceqi guidao

行星探测器轨道 orbit and trajectory of planetary probe　以探测行星为目的的航天器的质心运动轨迹。行星探测器的轨道有3种类型：距离很近地飞过行星；成为行星的人造卫星，可以长期进行探测；在行星表面着陆。由于行星探测器同时受到地球、太阳、行星的引力，在天体力学中定义为限制性多体问题。按照受到主要引力的情况，轨道一般可以分为3个阶段：绕地球运动阶段，绕太阳运动阶段和绕行星或进入行

星运动阶段。由于行星的质量比太阳质量小很多，因此，在近似分析时可以假设，只有探测器在行星作用球内时，才视其为绕行星运动，这时探测器主要受到的是行星引力，其他的力作为轨道摄动力。在其他的区域，都视为绕太阳运动，这时太阳的引力是主要作用力，行星的引力为摄动力，探测器是一颗人造行星。行星作用球的大小与行星质量大小、行星与太阳的距离有关，主要大行星的作用球半径为：水星11万千米、金星62万千米，地球93万千米，火星58万千米，木星4823万千米，土星5478万千米，天王星5177万千米，海王星8987万千米。如果希望一个航天器探测多个大行星，对每一个行星可能都是一个绕飞轨道，绕飞过程选择合适，借助行星引力可使航天器速度增加，轨道平面也会变化。巧妙的设计可以使航天器飞向更遥远的行星，实现一个航天器探测多颗行星的目的。欲使航天器成为行星的卫星，一般需要作轨道机动，使航天器减速，最终绕行星运动，达到长期探测行星的目的。如果要使航天器在行星表面着陆，要进一步使航天器减速，并借助行星大气的阻力，使航天器安全地在行星表面降落，进行直接的探测。

（撰写：张云彤　审订：范秦鸿）

xiuzheng bili daoyinfa

修正比例导引法　modified proportional guidance method　考虑到比例导引在空间坐标和导弹目标之间的复杂变化，对比例系数和前置角的选取与动态特性进行修正、限制和改善所形成的导引方法。例如，考虑动力、重力、气动力在不同条件下的影响，考虑导弹目标相对速度、交会角范围的变化等。比例导引是目前很多防空导弹所选用的制导规律。结合最优控制、对策研究，尤其是终端零偏差和弹道平直比要求提出了多种修正与改善方法，使修正比例导引法变得越来越多样化。

（撰写：成楚之　审订：彭冠一）

xudingwei

虚定位　false fix　地形匹配系统作相关计算，寻求实际地形匹配点时出现实测匹配点和正确（预期）匹配点间的距离大于地形相关长度时构成的虚假定位事件。由于地形特征和噪声是一种随机特征，因此虚定位是一种随机事件。虚定位特性用虚定位概率和虚定位误差描述。

（撰写：马宝国　审订：周世勤　刘坤山）

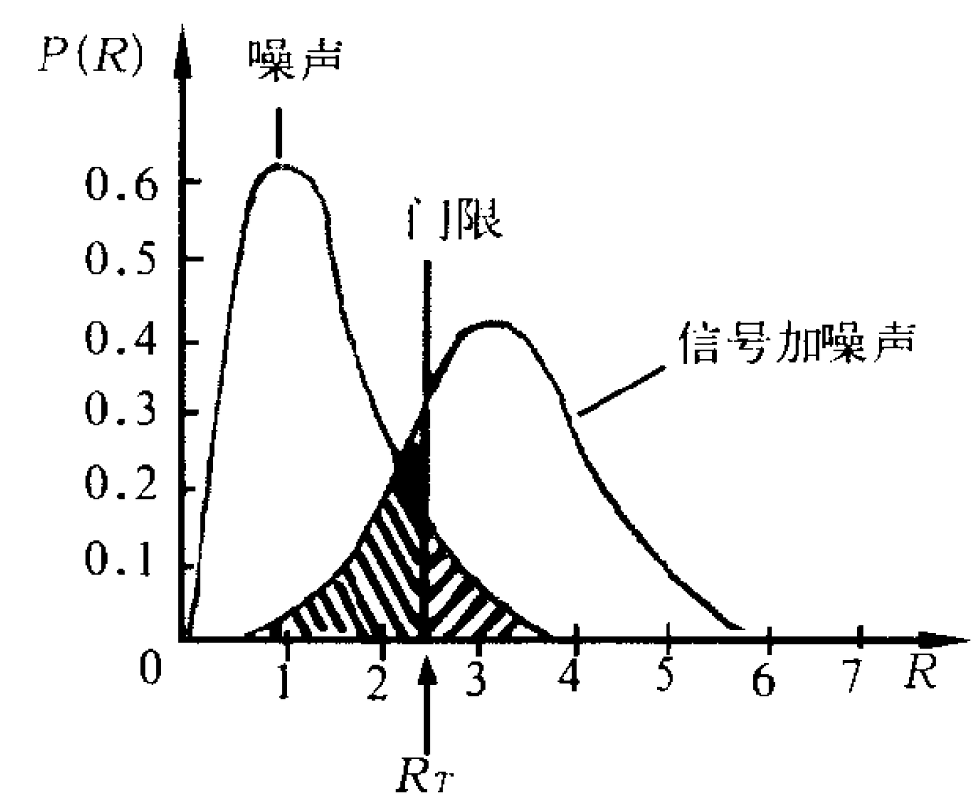
xudingwei gailü

虚定位概率　false fix probability　出现虚定位事件的概率。是表征地形匹配系统正确定位可信度的重要参数。由导弹惯性导航系统误差、飞行器参数、定位标法、基准地形数据及系统信噪比确定。地形匹配系统在候选基准地形区域上的虚定位概率至少应小于0.01才能使用。为了降低虚定位概率，基准地形纵向长度至少要大于两倍的地形相关长度。

（撰写：马宝国　审订：周世勤　刘坤山）

xujing yu loujing

虚警与漏警　false alarm and missed alarm　电子系统接收机在无目标信号的情况下，检测出有信号的指示，这是由于系统内部噪声、外部噪声或干扰超过检测门限所致，这种错误称为虚警；相反，在有目标信号的情况下，却检测出无信号的指示，这是由于系统内部噪声、外部噪声或干扰与信号相干涉的结果，使目标信号没能超过检测门限所致，这种错误称为漏警。虚警与漏警通常用概率来表示。说明门限检测过程的噪声和信号加噪声的概率密度函数如图所示。图中R为目标距离，$P(R)$表示与距离有关的虚警概率，R_T为检测门限，在噪声曲线下面，检测门限以右的阴影面积就是噪声超过检测门限的概率，即虚警概率。在信号加噪声的曲线下，门限以左的阴影面积就是信号没有超过检测门限的概率，即漏警概率。显然提高检测门限可使虚警概率减小，然而漏警概率则增大了。



门限检测过程的噪声和信号加噪声的概率密度函数

（撰写：殷善贤　审订：任子西）

xunengqi

蓄能器　accumulator　贮存能量的容器。被贮存的能量可以以压力能、化学能等多种形式存在。蓄能器种类繁多。装有压缩气体的气瓶是众多蓄能器中的一种，气瓶中的气体以压力能的形式贮存，当气体从瓶口中排出时，可以将压力能转换为其他形式的能量，如机械能、动能和液压能等。贮存液体或固体燃料装置中的燃料以化学能形式存在，经点燃或在催化剂作用下会产生高温、高压气体，从而使化学能转变为压力能。转换后的压力能可以经过其他设备转换为机械能、动能或电能等形式的能量。可以充放电的蓄电池在充电时，电流通过电池，使电能转化为化学能；放电时，过程相反，使化学能转换为可用的电能，而且电压和电流损失都较小。

（撰写：赵　颖　审订：李邦复）

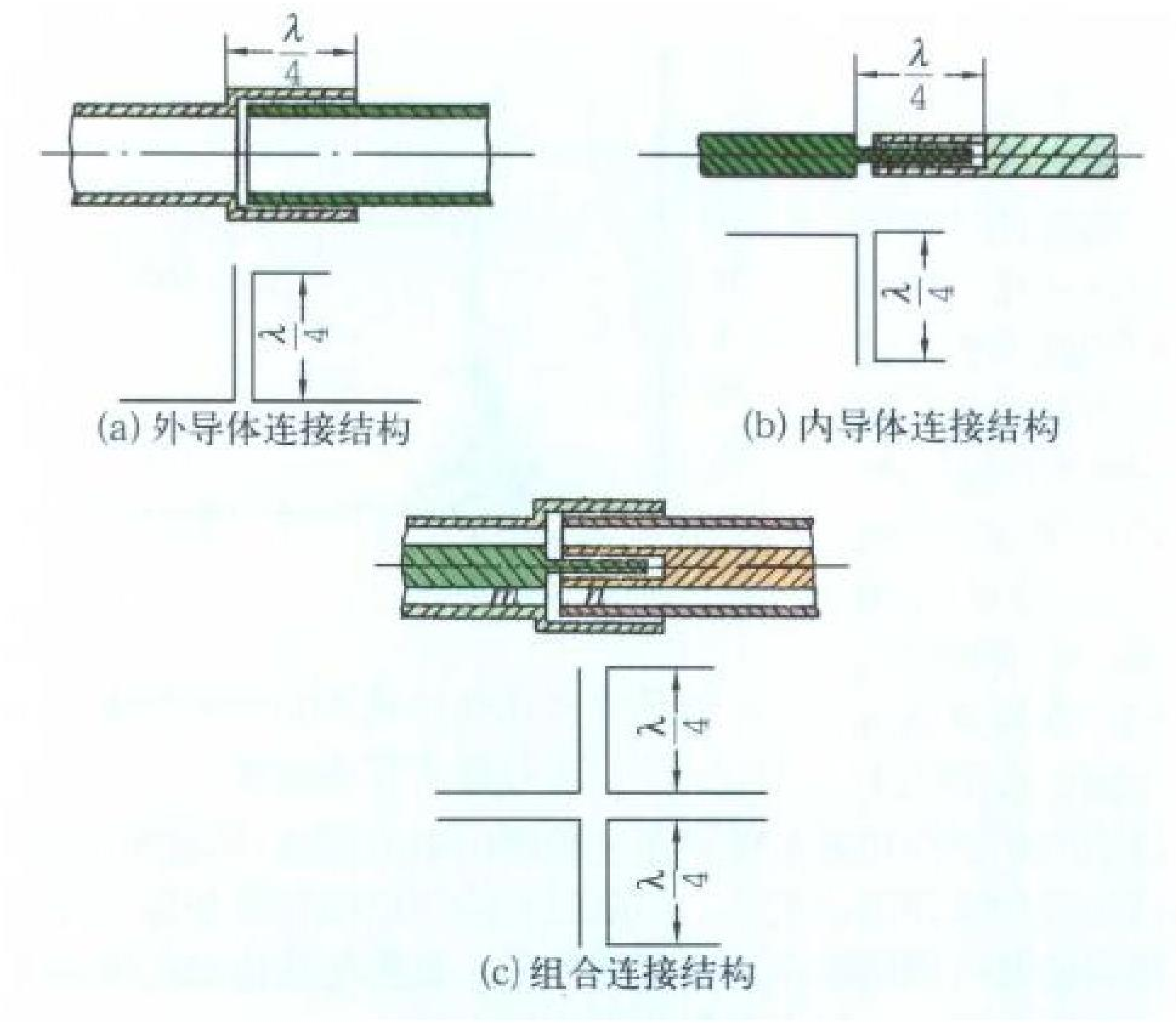
xuanfu shiyan

悬浮试验　hover test　为综合验证动能杀伤飞行器（KKV）的技术性能，模拟KKV在大气层外飞行而将其悬浮在回收网上空的地面综合试验。它介于半实物仿真与飞行试验之间，是一项不进行飞行试验而能够取得接近飞行试验的重要数据的验证方法。悬浮试验包括程序悬浮（独立回路状态）与闭合回路悬浮两种试验状态。试验时，KKV先从发射平台上飞起至几米高处，然后由姿态、轨道控制系统协调工作保持其在空中稳定悬浮足够长的时间，或按预装定轨迹移动。如果是闭合回路悬浮试验状态，则KKV头部的导引头还需跟踪目标模拟器，制导控制计算机输出制导信息，姿态、轨道控制系统按制导信息保持KKV按要求悬浮移动。

（撰写：万自明　审订：成楚之）

xuanzhuanshi lianjieqi

旋转式连接器　coaxial rotary joint　又称旋转接头。插头或插座工作时可绕公共轴旋转并保持电接触的高频连接器。用于被连接部分需要旋转的场合，如雷达天线的馈线等。这种连接器旋转连接部分的内外导体，均设计成1/4波长隙缝式开路线（见图(a)、(b)）。两导体各部分之间mn段上（见图(c)）无机械接触，但实现了电气连接，并保证在旋转时不改变这种连接状态。



旋转式连接器连接结构示意图

（撰写：马宝国　审订：刘坤山）

xuanzhuan xiangkongzhen tianxian

旋转相控阵天线　rotary phased arrays　利用伺服机构的转动，将电扫描与机械扫描有机结合起来，扩大扫描空域的相控阵天线。典型情况是用电扫描加一维机械扫描来实现雷达工作空域的半球覆盖。此类天线中，为了实现一维电扫描或两维电扫描加一维机械扫描，通常是将一部或两部平面相控阵（通常是背靠背安装形式）固定在能高速旋转（一般为30～40 r/min）的天线方位基座上，其俯仰面上的扫描范围一般为0°～90°，方位面上的扫描范围在±30°至±45°内进行选取，或者形成几个固定波束。具体工作情况要根据天线座的旋转速度及雷达所要求的数据率来确定。天线的体积与质量、高速旋转天线座的设计与制造是此类天线在电气与结构设计上通常要考虑的两个问题。此类天线的代表是欧洲多功能相控阵雷达。

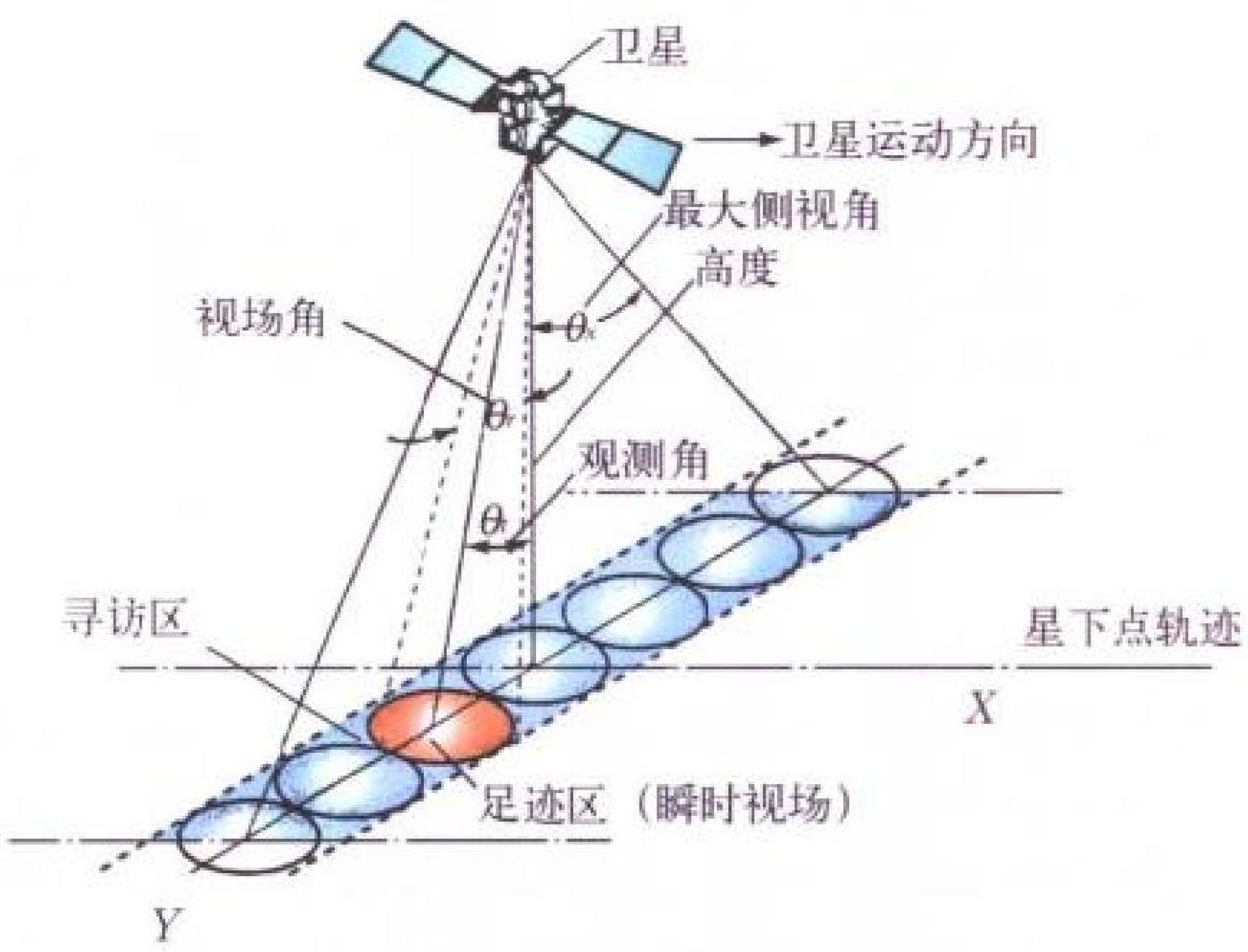
（撰写：张志衡　审订：匡　勇）

xundi zhidao

寻的制导　homing guidance　借助安装在导弹头部的寻的头（或称导引头）接收由目标辐射或反射的电磁波，测定目标的相对坐标，产生选定的导引规律所需的信号，控制导弹飞向并命中目标的一种制导方式。寻的制导的导弹具有自动探测、跟踪、瞄准和拦截目标的能力。根据导引头所敏感的辐射源的物理特性，寻的制导可分为雷达寻的、红外寻的、激光寻的和电视寻的等多种类型。根据导引头所敏感的辐射源的位置，寻的制导又可分为主动寻的（辐射源由导引头主动发射）、半主动寻的（辐射源由导引头以外的照射器配合发射）和被动寻的（辐射源来自目标本身）3种类型。寻的制导的关键部件是导引头，其发展趋势是主动式、高精度、多波段、抗干扰、模块化、全天候、全空域，并进而采用毫米波、多模、红外成像、数字式复合制导等新技术。由于现代精确制导武器需求的驱动，寻的制导技术发展很快，已经成为精确制导领域最重要的研究课题之一。　（撰写：谭学习　审订：王毓兰）

xunfangqu

寻访区　access area　指通过航天器或遥感器的转动或摆动，在任一时刻可能观测到的地面区域的总和。对于使用全向天线的遥感器，寻访区与瞬时视场（足迹区）是相同的，而大多数遥感器二者是不相同的。寻访区的范围只取决于轨道以及系统的几何限制条件，主要是轨道高度、遥感器视场角和遥感器侧视角。例如，“资源”1号卫星CCD相机地面覆盖宽度为113 km，视场角为8.32°，在高度为778 km的轨道上，其瞬时视场（足迹区）为113 km × 20 km；为了增加对特定地区的观测能力，在总体设计上考虑了星载遥感器的指向控制，使CCD相机有±32°的侧视能力。对于垂直于星下点轨迹方向±622 km×20 km的范围，它能在任一时刻对任一局部区域或目标成像。这个±622 km×20 km的条带区就是“资源”1号卫星CCD相机的寻访区。

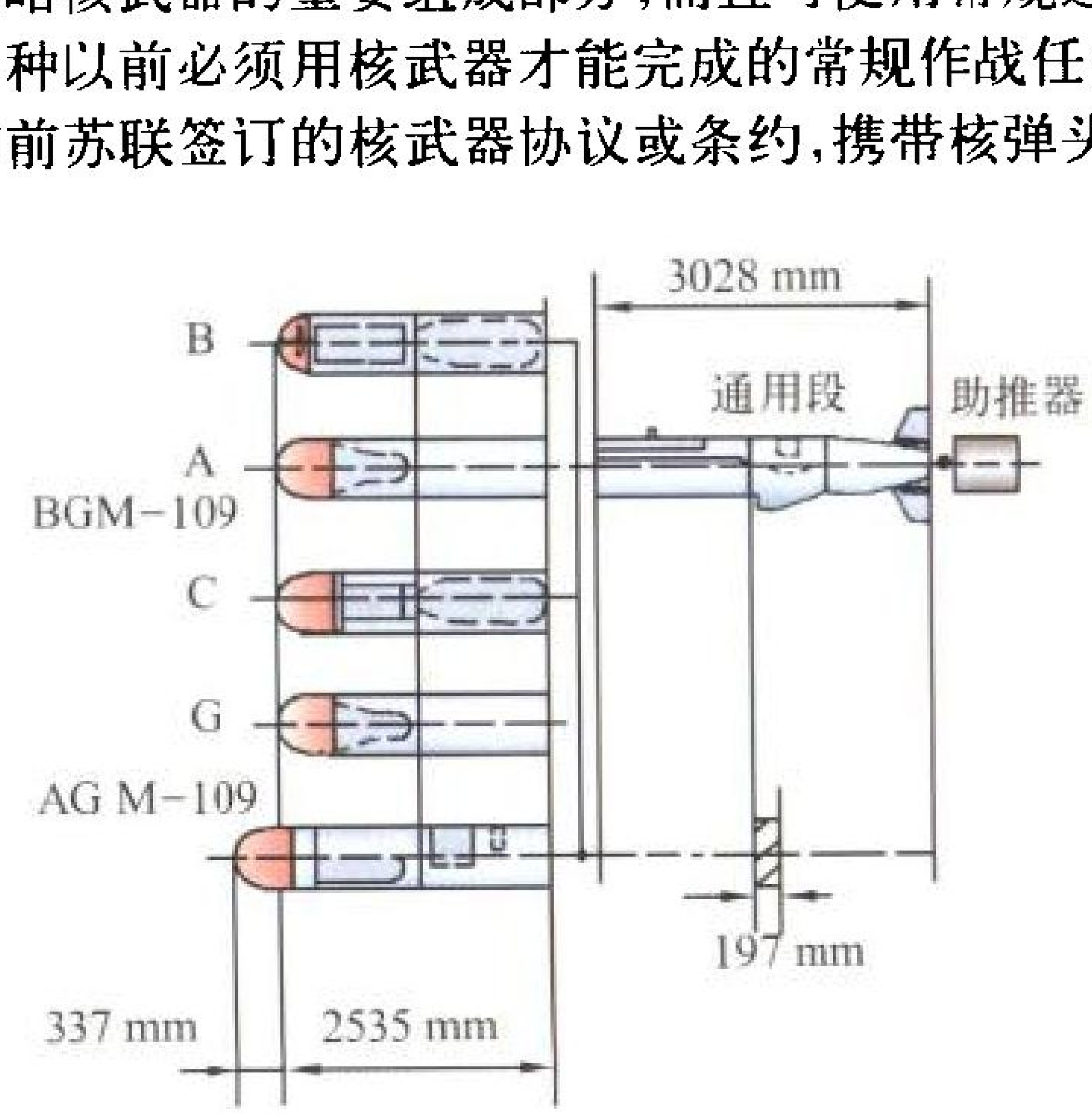


星载遥感器寻访区示意图

（撰写：刘恒振　常际军　审订：吴开林）

xunhang daodan

巡航导弹　cruise missile　在大气层内飞行，利用气动升力支持其重力，依靠发动机推力克服前进阻力，大部分航迹处于近乎恒速等高巡航飞行状态的导弹。我国通常称这类导弹为飞航导弹，只把射程500 km以上的定义为巡航导弹。按作战使命分为战略巡航导弹和战术巡航导弹两类；按发射点分为陆射巡航导弹、海射巡航导弹和空射巡航导弹。以当代先进技术为基础，按多用途、模块化、系列化原则发展的现代巡航导弹，由于体积小，质量轻，精度高，成本低，不仅成为战略核武器的重要组成部分，而且可使用常规巡航导弹执行多种以前必须用核武器才能完成的常规作战任务。根据美国和前苏联签订的核武器协议或条约，携带核弹头的陆射



模块化设计现代巡航导弹示意图

巡航导弹已全部销毁，空射巡航导弹和海射巡航导弹的部署数量受到限制。常规巡航导弹已成为多用途、智能化、精确制导武器的主要发展类别，将主要用于对各种严密设防的高价值目标进行精确打击。亚音速巡航导弹已多次参战，并取得较好战果；超音速巡航导弹已开始部署；高超音速巡航导弹也开始进入以具体型号为背景的技术研究阶段。

（撰写：毕士冠　审订：姚绍福）

xunhang daodan fangyu jihua

巡航导弹防御计划　cruise missile defense program　美国实施的对付各类对陆攻击巡航导弹和反舰巡航导弹的防御计划。它是美国国防部导弹防御计划的一部分，由美国弹道导弹防御局负责，于1996年开始实施。目前，该计划主要包括5个项目：(1) 扩展的中程防空系统(MEADS)。该系统是360°机动防空系统，包括拦截弹、相关传感器及战场管理／指挥、控制、通信和情报(BM/C^3I)系统等，由美、意、德3国合作开发，可防御弹道导弹和巡航导弹。(2) PAC−3。是一种由“爱国者”发射系统发射的性能先进的导弹，可拦截巡航和弹道导弹，由洛克希德·马丁公司制造，1999年已开始装备部队。(3) 联合对陆攻击巡航导弹防御高架网络传感器系统(JLENS)。该系统将利用高架对地监视雷达探测处于地面杂波中的巡航导弹，并将瞄准信息传输至地面发射导弹或空射导弹。雷锡恩公司于1998年初承包该项目。(4) 低成本巡航导弹防御项目。美国国防高级研究项目局负责的这一项目是要开发出低成本的取代常规防空系统的新系统。该系统不仅要求成本低、效费比高，而且要适用于多种作战平台，要求拦截的价格低至现有空空导弹价值的几分之一。该项目由得州仪器公司、波音公司和Tyon公司联合开发，2000年进行演示试验。(5) 战区高能激光器(THEL)。项目承包商是TRW公司。THEL的主要任务是保护前沿机动部队，对前沿关键目标提供有效的、高效费比的点防御，1998年底进行了作战试验。

（撰写：雷朝阳　审订：王毓兰）

xunhang daodan fangyu xitong

巡航导弹防御系统　cruise missile defense system　用于拦截和摧毁飞行中的巡航导弹，以防御巡航导弹攻击的武器系统。系统通常由预警探测、拦截武器和指挥控制等分系统组成。防御巡航导弹的关键是远距离发现巡航导弹。国外主要是通过天基、空基和地基多种预警平台搭载各种探测器来发现目标，用主动雷达探测巡航导弹是目前国际上的主流。巡航导弹预警探测分系统包括雷达、红外探测器和双地基雷达，预警平台包括预警卫星、预警控制机、预警直升机、无人驾驶预警机和浮空器等。按照巡航导弹距离的远近，进行分层拦截的武器依次为战斗机、中远程地空导弹、低空近程防空导弹、弹炮结合系统、高炮和定向能武器。在100 km以外的距离上由战斗机发射空空导弹实施拦截；在100 km以内的距离上主要由中远程地空导弹截击；在10 km以内的近程和超近程则由低空近程防空导弹、弹炮结合系统、高炮和定向能武器共同拦截。

（撰写：雷朝阳　审订：王毓兰）

xunhang daodan renwu guihua xitong

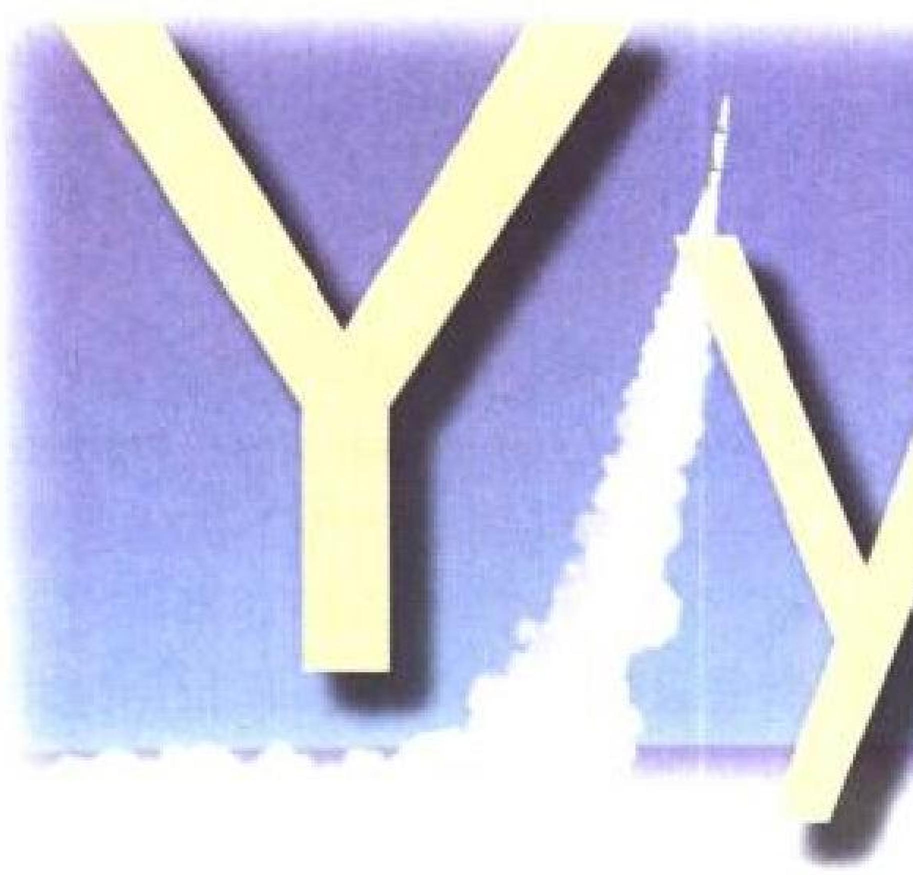
巡航导弹任务规划系统　mission planning system for cruise missile　用于对巡航导弹在特定战场条件下的飞行航迹或弹道进行有效规划的系统。是飞行器任务规划系统之一。它能够在考虑导弹性能限制和某些约束条件下，根据地形和威胁信息，通过计算机为巡航导弹找出一条安全系数最大、突防概率最高的最佳飞行航迹或路线。换言之，当巡航导弹沿这条航迹从发射点飞向目标时，将既不会在途中与任何障碍物相碰撞，又能够避开敌方威胁或战略禁飞区，同时也能满足地形匹配或GPS辅助导航以及导弹性能限制等方面的要求。任务规划系统通常由软件和硬件设备两部分组成。前者主要包括输入／输出(I/O)系统、数据库系统、人机交互界面、航迹仿真器等；后者有工作站、高级微机、I/O设备、任务演示系统等。巡航导弹任务规划系统采用的规划方法主要有分层规划法和分段规划法两种。美国空射巡航导弹采用的是分层规划法，优点是在顶层规划时就排除了次要的细节问题，进而为中层和下层规划集中于关键问题创造了条件；“战斧”导弹采用了分段规划法，优点是效率高，因为陆上航迹段战区任务规划中心已事先规划好，只需将特殊战场条件下的海上航迹段实时实地规划出来就可以与陆上航迹段构成全程飞行航迹。

（撰写：关世义　审订：毕士冠）

xunlian fangzhenqi

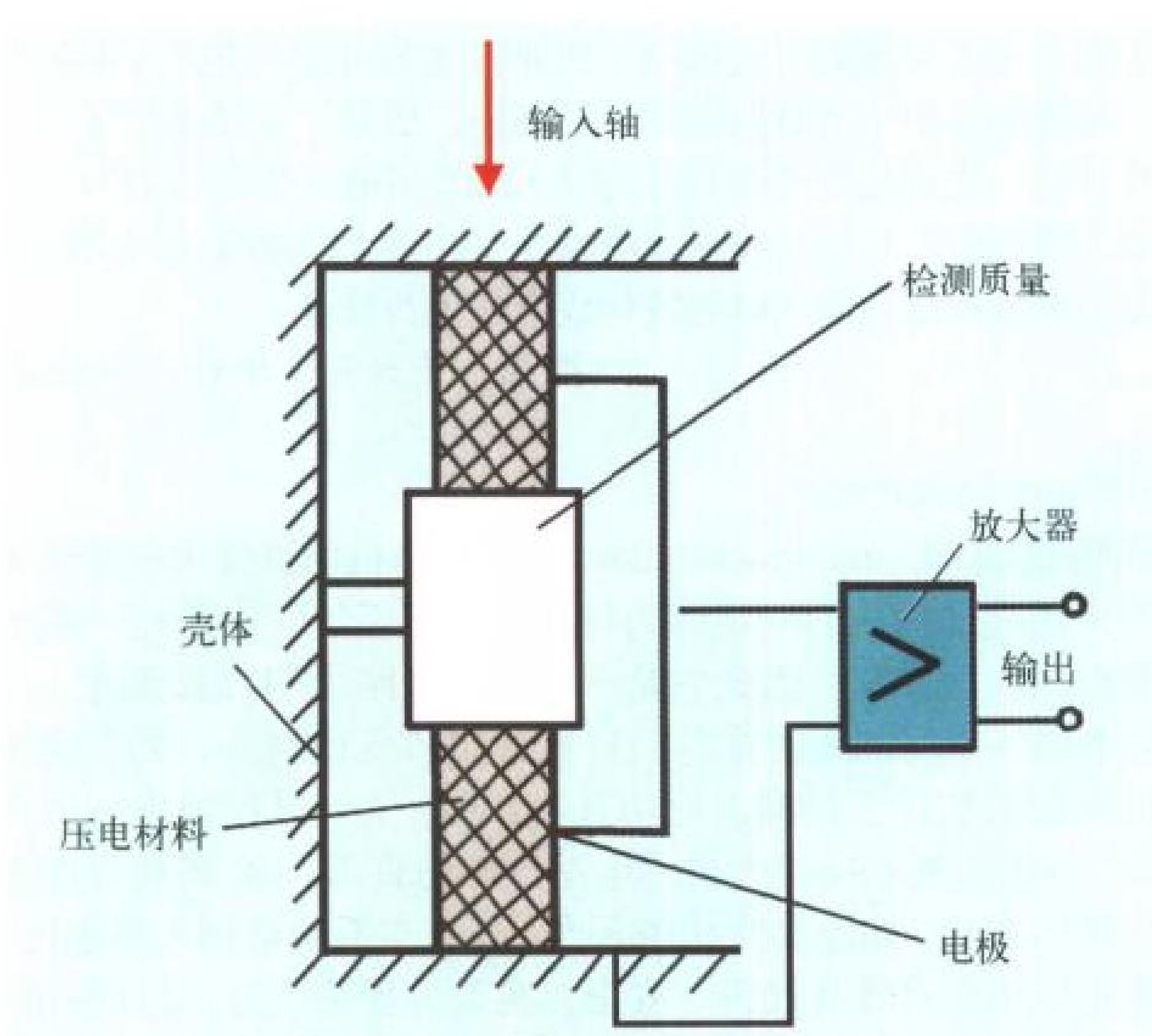
训练仿真器　training simulator　用计算机仿真技术和其他各种应用技术构成的以训练为目的的仿真系统。由于这一系统有受训人员参与，因此它是一个人在回路中的仿真系统。一般有以下3类训练仿真器：(1) 载体类训练仿真器，如训练飞机驾驶员和航天员的飞行仿真器；(2) 工厂过程类训练仿真器，如训练电站操作人员的电站训练仿真器；(3) 博奕管理类训练仿真器，如股票交易仿真器。与真实系统培训人员相比，使用训练仿真器有经济、安全、高效等显著优点：(1) 经济，几乎所有的训练仿真器均比真实系统的运行费用低，并且它可长期、重复使用；(2) 安全，允许受训人员在训练时发生错误，同时可以人为设置故障，进行故障工况下的训练；(3) 高效，不受外界环境影响，可以自由安排训练项目，并能重复进行重要训练，可方便地记录训练结果供分析和评定。

（撰写：赖纯洁　审订：王东木）



yadianshi jiasuduji

压电式加速度计 piezoelectric accelerometer 应用压电材料作为信号传感器，同时又提供再平衡力的一种加速度计。这种加速度计一般由检测质量、压电材料、电极、放大器和壳体等部分组成(如图)。当惯性力通过检测质量作用于压电材料时，压电材料便产生弹性应变，由压电材料的机电特性



压电加速度计原理图

提供再平衡力，并由于压电效应而在两极之间产生与加速度成比例的电位差。压电加速度计的优点是通频带宽(2～2000 Hz)、量程大(0.001～40000 g)、体积小、质量小、结构简单；缺点是对常值加速度不敏感、温度影响大，要求高输入阻抗的放大器。它常用于精度要求不高的振动和冲击加速度的测量，在航空飞行试验中使用较多。

(撰写：高可人 王毓兰 审订：梁瑞琦)

Y

yalicang

压力舱 pressure cabin 一种承压密闭容器，是载人航天器的主结构。返回飞船压力舱有简单的球形、钟形和截锥形等，大型载人航天器压力舱一般设计为圆柱形。国际空间站的压力舱是一个长10.36 m，直径为4.57 m的压力容器。舱体承压强度可满足一个大气压的承压要求，可提供适当的内部连接结构。10年内，防护微流星及空间碎片不被击穿的概率达95%，具有与其他舱体和运载器对接和停靠的能力，壳体设置双向对接口和观察窗，舱体压力载荷安全系数f=2.0，机械和热负荷安全系数f=1.5。舱体在极值热环境时，壳体温度为66～29 ℃，舱内能维持舒适的热环境。整舱设有3个框，即前框、龙骨框和后框，封顶为截锥形。

(撰写：尚传勋 审订：范含林)

yalifu

压力服 pressure garment 又称全压服。是航天员舱内航天服和舱外航天服的基本组件，分舱内压力服和舱外压力服。压力服具有气密、承受余压等性能，充气加压时呈拟人形态。在真空或低压环境条件下，借助于调压供氧装置，压力服使航天员与外界隔离，保障人在其内全身处于同一、均匀的气压环境，使航天员免受舱内或舱外低压(或真空)环境对人体的危害。压力服由压力头盔、躯干肢体服和压力手套构成。躯干肢体服和手套具有关节活动结构，头盔设有面窗，面窗具有足够的视野和视觉工作能力，航天员能在规定的航天服压力制度下进行适度活动和操作。

(撰写：陈景山 审订：魏金河)

yaqiang fenbu shiyan

压强分布试验 pressure distribution test 利用总压、静压探测管或压力传感器测量风洞洞壁、模型表面上各点和气流中各点的当地压力参数的风洞试验。对应于流场的每一点，有一个总压p_0和静压p_∞。总压是假设气流等熵绝热地滞止，最后流速降为零时所能达到的压力。静压是气流内部相互作用的流层之间的法向力。在不可压缩流体中，总压和静压之差(p_0-p_∞)称为动压或速压q_∞。测量模型表面压力分布是风洞中最常见的测压试验。模型表面上直接开有测压孔。测得的物体表面某一点(如第i点)的压力p_i，常以无量纲形式的压力系数C_{pi}表示，即

$$C_{pi}=\frac{p_i-p_\infty}{q_\infty}$$

通过压强分布试验，可以达到如下目的：为飞行器的外载荷计算和静力试验提供气动载荷分布的原始数据；积分表面压力分布，可以得到飞行器的升力和阻力；确定飞行器表面边界层转捩点和分离点位置；可计算飞行器升力面压力中心的位置；为分析某些气动现象提供流场参数；可提供与计算空气动力学得到的结果进行比较。

(撰写：罗金玲 审订：毛鸿羽)

yashi kongzhi buju

鸭式控制布局 canard control configuration 控制舵面位于导弹弹身前部，主翼(尾翼)位于弹身中后部的布局形式(见图)。当偏转舵面对导弹进行控制时，舵偏转方向始终与迎角一致，舵面上的升力增量方向与弹翼升力增量方向相同，故升阻比大，导弹响应特性快，优于正常式布局。鸭式控制布局的缺点是：由于舵面差动产生的不对称洗流对主翼的影响，使鸭式舵面很难做滚动控制，稳定导弹的滚转运动。为此，作为这种布局的解决办法，一般采用两套控制面与控制机构，前面鸭式舵专起俯仰、偏航控制作用，其主翼上加后缘副翼作滚动控制，或者采用翼梢陀螺舵。一种较理想的布局形式是采用绕弹身纵轴自由旋转的主翼。鸭式控制布局为许多防空导弹采用，尤其是中远程导弹。



采用鸭式控制布局的导弹

（撰写：刘恒振　审订：宣　平）

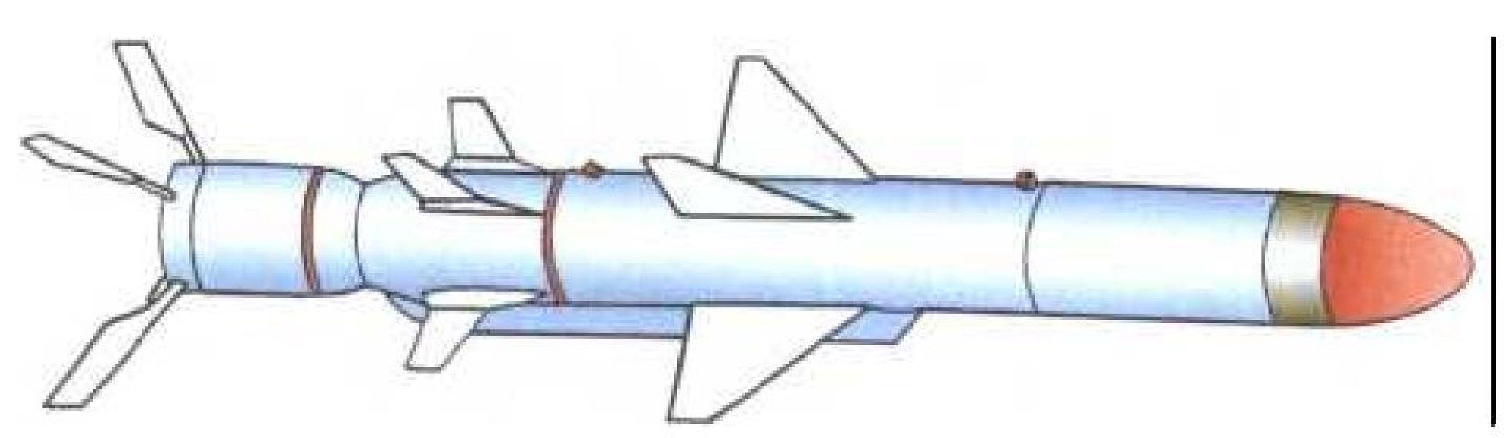
yachengxiang

亚成像　sub-imaging　又称为准成像。一种成像方式，由于分辨率低，对充满视场的目标获取的红外辐射分布图仅有十几个像元或几十个像元，细节匮乏，成为给定目标的特定图型，不同于一般概念的图像。视采用的红外探测器结构不同，其成像方式可分为扫描和凝视两种类型。这种成像方式涉及的技术难度介于非成像、成像方式之间，相对前者，不仅提高了灵敏度，更重要的是可获得景物一定的结构信息，可实施简单的目标识别功能，从而使系统具有一定的抗干扰能力。与后者相比，结构简单，容易实现和成本低。因此，亚成像技术常用于便携式导弹或近程小型导弹。

（撰写：杨应槐　审订：孙再龙）

yashengsu daodan

亚声速导弹　subsonic missile　飞行速度小于当地声速的导弹。当以马赫数 Ma，即飞行速度与当地声速之比表示时，则指 $Ma<1$ 的导弹。多数亚声速导弹的飞行速度选择为 $Ma=0.60\sim0.90$。这时虽然要考虑气流可压缩性问题，但其流动特性与 $Ma<0.4$ 的不可压缩流相比，只有量的变化而无质的差别。因而，可按亚声速相似律，用计算不可压缩流的各种理论方法来设计亚声速导弹的气动外形。攻击固定目标和低速运动目标的有翼导弹，如反舰导弹、反坦克导弹、空地导弹和巡航导弹大都选以亚声速飞行。亚声速导弹常用“—”形平面布局和“+”或“×”形空间布局两种气动外形。



X-35 多用途亚声速反舰导弹示意图

（撰写：毕士冠　审订：姚绍福）

yashengsuliu

亚声速流　subsonic flow　流场中所有点的流速都低于当地声速（即当地马赫数均小于1）的流动。亚声速流的来流马赫数一般小于0.8。由于流动速度小于声速，从扰动源发出的任何扰动信号将传遍全部流场，这是亚声速流的基本特点。对于亚声速流，在通常情况下，当流速增加时，密度随之减小。密度变化率小于速度变化率，比例因子为马赫数的平方。当马赫数较低时（$Ma\leqslant0.3$），由于密度变化率很小可以忽略，将流体视为不可压缩的（密度为常数）。这种低马赫数下的亚声速流又称为低速流或不可压缩流。当马赫数不是很低时（$Ma>0.3$），必须考虑密度变化的影响，流体被视为可压缩的。另外，对于亚声速流，在通常情况下，还具有流速增加流管截面积减小的特点。从物理意义上说，亚声速流与不可压缩流在流动特性上没有本质区别；就控制方程而言，两者的控制方程都是椭圆形的。由于不可压缩流动的理论和试验研究已取得很多结果，可以根据不可压缩流动的结果，作一些修正，得出相应的亚声速流动结果。

（撰写：王侠超　审订：郑盛火）

yanhuo jiance yu miehuo zixitong

烟火检测与灭火子系统　fire detection and suppression subsystem　测定载人航天器火情和实施灭火的设备。由于载人航天器规模越来越大，在轨时间越来越长，内部结构及在轨实验研究的内容日趋复杂，发生火灾的可能性增加。微重力条件下，火焰扩展的速率降低，传热率减小，从而使反应时间增加。乘员舱烟火检测与灭火子系统可探测舱内各部位发生火灾的症候，当火情发生时，可以提醒乘员注意，同时也提供区分火情的方法，但必须不引起乘员舱的污染和毒化舱内空气。一般来说，烟火检测与灭火子系统由火情探测和灭火两部分组成。火情探测可通过对火焰和燃烧产物的监测来发现火情、发出警报。火灾情报的发布应给乘员提供足够的时间以采取灭火措施，必要时可启用安全出口。烟雾探测器应设置在重要部位以便确定火情发生的位置和提高探测的可靠性，普遍探测舱内各部位火情的主要措施是沿通风流程布设探测器。该系统中的灭火部分有集中和分散两种方案，前者统一储存灭火剂，通过分布导管与各个部位相连接，灭火控制方式有自动和人工两种模式，系统可根据探测分析结果决定对某一部位采用何种灭火剂；分散模式把灭火剂放置在每一舱段，并与执行系统相连接。在火焰强烈发生时，需要采用舱内大气排放的办法，在火灾后复压，最好是局部失火局部泄压，如果整个密闭舱放气，变压补气量太大。这种情况下，乘员只能到救生艇暂住以等待救援。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

yanghuaji

氧化剂　oxidizer　在化学反应过程中能使其他物质被氧化而自身被还原，即在氧化还原反应中获得电子的物质。其获得电子的能力越强，则氧化性越强。在火箭推进剂中用的氧化剂，有液体和固体两种。液体氧化剂有液氧、液氟、过氧化氢、四氧化二氮、发烟硝酸和硝酸酯等。固体氧化剂有高氯酸盐（如高氯酸铵、高氯酸钾、二高氯酸肼）、硝酸盐（如硝酸铵、硝酸钾）、硝基化合物（如二硝酰胺铵、硝仿肼）和硝胺化合物（如黑索金、奥克托金、六硝基六氮杂异伍兹烷）等。在固体推进剂中常用的氧化剂是高氯酸铵、硝酸铵、黑索金和奥克托金等。在固体推进剂中用的固体氧化剂，通常呈粉末

颗粒状，其种类、量、颗粒形状和粒度级配对推进剂的力学性能、燃速行为和药浆流变特性均有很大的影响。理想推进剂用的氧化剂，要求有效含氧量高，气体生成量大，密度高，热稳定性高、吸湿性小和使用安全性好。

（撰写：王北海　审订：李谨卫）

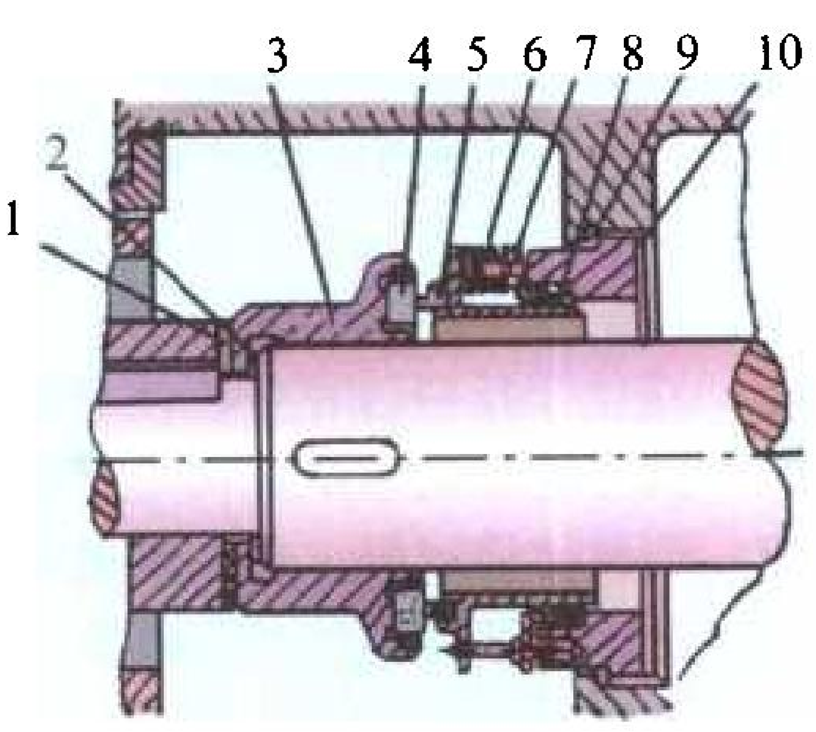
yanghuaji jiazhu che

氧化剂加注车　oxidizer filling vehicle　用于向液体推进剂导弹加注氧化剂的专用车辆。它可以完成对导弹的足量加注、抽出氧化剂，并且可以进行转注等功能，以及短期贮存和短距离输送氧化剂。与氧化剂加注车相配的还有氧化剂运输车。对用于固定阵地的设备有固定式氧化剂加注设备。氧化剂加注车是由贮罐、泵及动力传动装置、定量装置、管路系统、气路系统、电路系统以及与导弹连接的加注枪等组成。整个装置全部安装在汽车底盘上，并用车厢外罩进行防护。氧化剂加注的工作介质是氧化剂，一般由硝酸和四氧化二氮等组成，这些介质具有强烈的氧化作用和硝化作用，是强腐蚀性的介质，一般物质如与其接触均会遭到腐蚀和破坏，这就决定了氧化剂加注车具有以下特点：第一，在氧化剂加注车上要与氧化剂接触的贮罐、泵、所有阀门、管路等零部件必须用耐酸不锈钢和耐酸的氟材料组成；第二，氧化剂加注车必须是自动控制，避免操作人员直接接触氧化剂，以防止烧伤和腐蚀的危险；第三，为了既保证氧化剂加注工作流量和工作压力，又保证泵的自吸功能，在氧化剂加注车上设置了3个泵，它们的工作关系是由齿轮泵作动力，驱动膜片泵，向加注工作的主泵（离心泵）灌泵。

（撰写：沈适生　审订：胥日仲）

yanghualü taoci duanmian mifeng cailiao

氧化铝陶瓷端面密封材料　alumina ceramic end face seal material　一种用于输送推进剂强氧化剂的泵轴端面耐磨密封材料。它不仅具有高硬度（莫氏硬度为910）、高强度（抗折强度为362～413 MPa），而且具有良好的抗AK−27K强氧化剂腐蚀的能力；因此是AK−27 K输送泵轴端面密封材料的最佳选材，还可用于偏二甲肼加注泵轴端面密封。其制备工艺为：采用经高温煅烧、研磨等处理的氧化铝粉，以$Mg(NO_3)_2 \cdot 6H_2O$溶液的形式加入0.3 %的镁，在刚玉球磨筒中湿混8 h，混合过程中加胶粘剂，混合料经模压或等静压成型，然后在氢保护气氛的钼丝炉中烧结。毛坯用金刚石砂轮加工，并研磨抛光工作面，表面粗糙度值Ra为0.025 μm。



氧化铝陶瓷端面密封组合结构

1—陶瓷环；2、8、9—密封环；3、6、7、10—结构件；4—动环；5—弹簧

（撰写：仝爱莲　审订：韩鸿硕）

yanghuawu bandaoti

氧化物半导体　oxide semiconductor　具有半导体性质的氧化物。其化学键的极性较强，熔点都较高，禁带宽度较大。氧化物半导体按化学性能可分为3类：(1) 氧化性半导体，其电导率随氧化气氛而增加，如Cu_2O、FeO、CaO等，为P型半导体；(2) 还原性半导体，其电导率随还原气氛而增加，如Al_2O_3、InO、SnO_2等，为N型半导体；(3) 两性半导体，其导电类型随气氛中氧分压的大小而成P型或N型，如BaO、Fe_2O_3等。非单晶氧化物的制备方法为用纯金属高温下直接氧化或通过低温化学反应制备，如用金属氯化物与水的复分解反应制备非单晶氧化物。氧化物单晶体的制备方法主要有焰熔法、熔体生长法和气相反应生长法等。氧化物半导体常用于制造气敏元件（如ZnO、CdO、SnO_2、Fe_2O_3等）、湿敏元件（如Fe_2O_3、Cr_3O_3等)以及透明电极（如SnO_2膜等）。

（撰写：仝爱莲　审订：韩鸿硕）

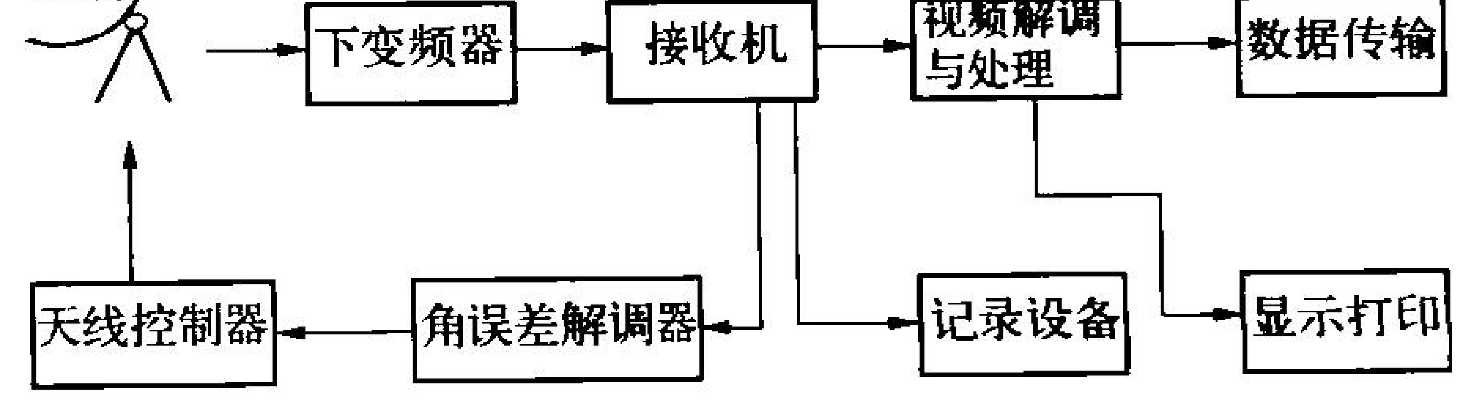
yaoce dan

遥测弹　telemetry missile　装有遥测设备，用于飞行试验的导弹。在导弹飞行试验中，为了获得在发射及飞行过程中的数据，弹上通常装有无线电遥测设备，配以必要的传感器，用以检测和采集弹上设备的各种性能数据，经过匹配转换再通过信道以特定频率范围的无线电波发送到地面，由遥测站接收、记录、显示和处理，并以不同形式提供中间或最终结果，供飞行试验结果分析用。各种类型的导弹在研制飞行试验中均采用遥测弹。如在飞航导弹研制中，自控弹和自导弹都装有遥测设备。随着导弹技术复杂性的增加，有的助推弹也装有遥测设备。但是，通称的遥测弹常相对于战斗弹而言，特指不装战斗部而装有遥测设备的导弹。弹上遥测设备与地面遥测站组成的遥测系统，目前正向着数字化、小型化方向发展，这样在战斗弹上也可以装上简化的遥测系统，称为战斗遥测弹。

（撰写：刘建同　审订：朱　坤）

yaoce xinhao jieshouzhan

遥测信号接收站　telemetry signal receiving station　实现遥测信号的跟踪与接收，以获取被测目标内部参数的综合设施和设备。常用的遥测信号接收站原理框图如图所示。天线控制器驱动遥测天线对被测目标进行捕获跟踪，接收目标发射的遥测无线电信号。下变频器把射频信号变换到中频后送入接收机完成滤波、放大、变换和一次解调。解调出的视频遥测信号分别送记录设备和视频解调与处理设备进行记录、实时解调处理和数据传输。接收机的解调输出信号同时送入角误差解调器，检出角控制信号送到遥测天线控制器，控制遥测天线自动跟踪目标。遥测信号接收站有陆基固定站、车载站、船载站或机载站，可用于接收静止目标或各种高速运动目标的遥测信号。随着测控技术的发展，遥测信号接收站也可同时接收处理被测目标的外测信号，完成外弹道



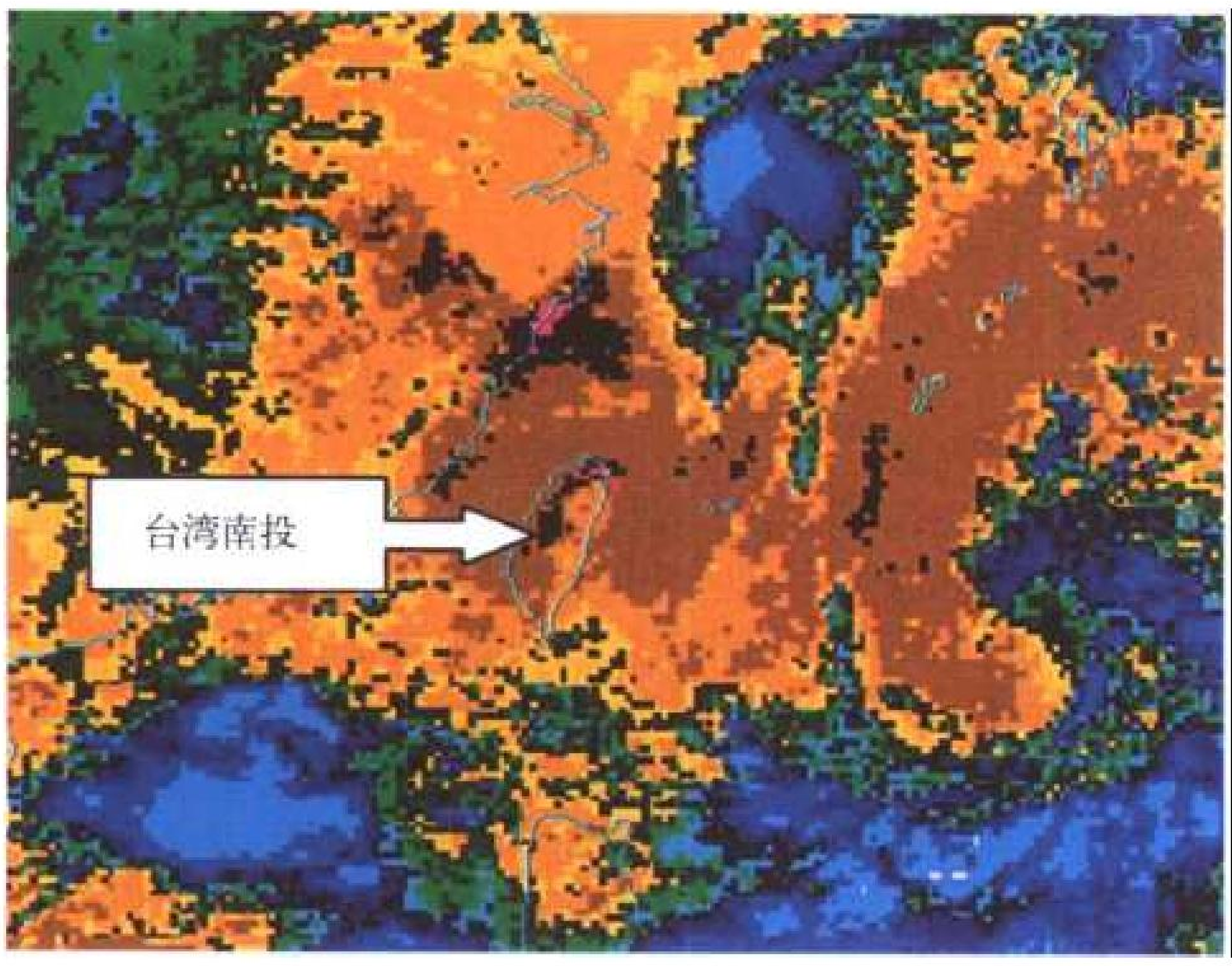
遥测信号接收站原理框图

参数的测量与处理，成为一种综合的测控站。

（撰写：高全辉　审订：李邦复）

yaogan dizhen jiance

遥感地震监测　monitoring earthquake by remote sensing　利用遥感手段对地震进行监测。在地震发生前的监测用于地震预报，在地震发生后的监测用于紧急救援和灾后评估等。地震发生前会在较大范围内有热异常出现，这种异常在遥感图像上有明显的表现，可根据前兆异常的变化监测地震，并进行地震短临预测。1999年9月21日在台湾南投地区发生7.5级地震，图中示出了地震发生前的红外异常，深棕色表示的温度最高。利用干涉雷达图像监测地壳的微小变化，可



1999年台湾南投地区地震发生前的红外异常图

进行地震的中长期预测。地震发生后，利用遥感数据监测地震发生区域的破坏情况，结合地理信息数据库进行灾后救援和灾害评估工作。参见卫星地震预报。

（撰写：李玲芝　审订：徐　京）

yaoganqi zhixiang

遥感器指向　sensor pointing direction　由航天遥感器的观测特性和航天器轨道特性所确定的遥感器对观测目标或观测区域的空间指向。实际上，遥感器指向也就是航天器光学遥感器的主光轴或微波遥感器主波束中心对准的观测目标方向。对于采用机械扫描和电扫描成像或观测方式的航天遥感器，其瞬态指向随着扫描运动而变化。对于宽观测视角或宽成像幅宽的航天遥感器，其指向还必须考虑视角边缘或成像幅宽边缘的影响。航天遥感器的实际指向决定于下列因素：遥感器的安装角度和安装偏差；航天器结构和遥感器结构的热变形；航天器姿态指向偏差；遥感器观测坐标系与航天器姿态控制系统坐标系和航天器坐标系之间的转换误差；航天器星历表偏差；航天器计时误差；遥感器本身运动造成的振动、抖动影响等。一般来说，航天遥感器设计中的指向精度要求决定于要观测的目标的定位精度、遥感器的分辨率、遥感图像的几何失真度要求等。对于多光谱遥感成像而言，还必须考虑多光谱图像配准精度的要求。

（撰写：姜林山　审订：屠兰君）

yaogan tuxiang zhitu

遥感图像制图　application of remote sensing imagery in cartography　对遥感技术提供的图像数据，通过处理和分析（包括立体测绘、辐射校正、几何校正、图像增强、图像分类以及对地图要素的识别、提取和补充等），用于制作或更新地图或专题图的技术。目前摄影测量卫星的图像可以用于测制1∶10万比例尺的地形图、1∶5万比例尺的专题图。用遥感图像可以制作影像地图、假彩色合成影像地图、正规比例尺地形图、数字地图、以及各种线划地图。遥感受测区环境的影响较小，获取图像的速度快，也便于更新，测图范围可以扩展到境外，因此，目前的地图测绘，几乎全部采用遥感技术。遥感图像测图需要地面控制点，可以地面实测，也可以从大比例尺地图上量取。航天摄影测量在没有地面控制点时，利用摄影瞬间的轨道位置，也可以解决无地面控制点的难题。

（撰写：郭树桂　刘品雄　审订：常际军）

yaogan weixing

遥感卫星　remote sensing satellite　对地球和大气的各种特征和现象进行遥感观测的人造地球卫星。包括气象卫星、地球资源卫星、海洋观测卫星、环境监测卫星和侦察卫星等。遥感卫星在空间利用遥感器收集地球或大气目标辐射或反射的电磁波信息，并记录下来，由信息传输设备发送回地面进行处理和加工，判读地球环境、资源和景物等信息。遥感卫星由卫星平台、遥感器、信息处理设备和信息传输设备组成。遥



图1 日本先进对地观测卫星



图2 法国"斯波特"5对地观测卫星

感器按工作波长可分为可见光遥感器、红外遥感器、微波遥感器和多谱段遥感器等多种。而每种遥感器又有若干种，如可见光遥感器有画幅式相机、全景相机、电视摄像机、CCD相机等；红外遥感器有红外扫描仪、红外辐射计、红外相机、红外望远镜等；微波遥感器有合成孔径雷达、微波辐射计、微波散射计等；多谱段遥感器有多谱段扫描仪、多谱段辐射计、多谱段相机、多谱

段电视摄像机等。遥感卫星观测范围广、速度快、谱段多，能周期性观测，可完成其他手段难于完成的任务，在国民经济和军事的很多领域有着广泛的应用。

（撰写：梁 巍 审订：朱毅麟）

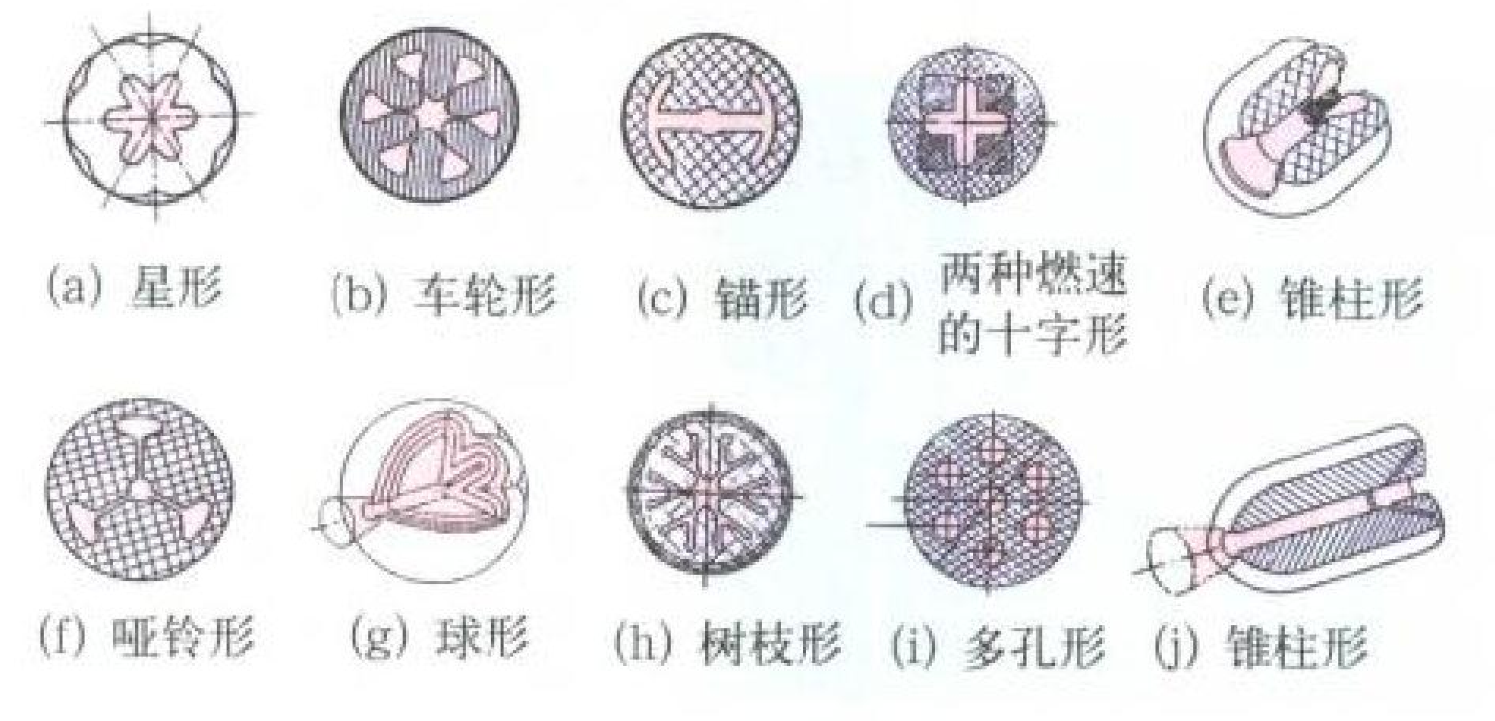
yaogan xiangji

遥感相机 remote sensing camera 安装在遥感平台上对地面或天体、星云和各种宇宙现象进行拍照的光学精密机械仪器。按安装平台可分为航空相机和航天相机；按构造特点或成像方式，又可分为画幅式、航线式和全景式相机；按光谱可分为全色、彩色、多谱段相机和成像光谱仪；按目标大小可分为扩展目标（地物）和点源目标（恒星）相机；按成像机理可分为以感光胶片为信息载体并以光—化学效应为获得照片手段的和用光电探测器并以光电效应为记录图像手段的两大类相机；按有无专门平台分，大多数遥感相机都有专门平台，也有少数航天遥感相机自身就是平台，如“哈勃”空间望远镜。像“哈勃”空间望远镜这样先进的相机通常具有较大覆盖，极高的分辨率，畸变较小，所得的照片直观，易于判读，但也存在着信息量过大和数据处理的困难。遥感相机（特别是航天遥感相机）的发展方向是更高分辨率、更大视场、更长焦距和更高自动化。

（撰写：王全堂 审订：张声荣）

yaozhu xingzhuang

药柱形状 grain configuration 固体发动机中推进剂药柱的几何形状。固体火箭发动机的燃烧室压强及推力取决于固体推进剂燃速与药柱燃烧面积的大小。为保证导弹按设计的弹道曲线飞行，要求发动机提供相应的推力—时间曲线。为此，需要设计制造相应燃烧型面的推进剂药柱。药柱有自由装填式和壳体粘结式两类。大型壳体粘结式发动机多采用星形内孔燃烧药柱、翼柱形内孔燃烧药柱等。小型战术发动机常用内圆孔燃烧药柱和自由装填圆柱形端面燃烧药柱。对于推力—时间曲线要求复杂的发动机，也可选用两种以上内型面的组合药柱，构成变推力发动机。药柱形状选择的主要因素是：发动机总体性能要求，特别是推力—时间曲线，体积装填分数，推进剂力学性能，临界载荷，制造工艺，制造成本等。



固体推进剂的典型药柱形状

（撰写：陈长乐 审订：姚润森）

yaodi fangkong xitiong

要地防空系统 point air defense system 用以保卫一个重要的地（水）面目标的防空系统。例如，保卫一个指挥机关、一座桥梁、一个交通枢纽、一座军需仓库等。

（撰写：成楚之 审订：林玉琛）

yaoban lizi fashe

耀斑粒子发射 flare-related particle emission 太阳耀斑爆发产生的粒子放射。耀斑爆发时除了有各种波段的电磁辐射外，还会发射粒子。大耀斑爆发时，常发出大量高能带电粒子和中子。如果在地球同步轨道上观测到的质子通量大于10 MeV/(cm²·s)时，则认为发生了太阳质子事件，与之对应的耀斑称为质子耀斑。太阳质子事件都伴有相对论电子。另外在空间探测中，常观测到电子流而观测不到质子成分的情况，这称为纯电子事件。耀斑中发生核反应时会释放中子，但这种事件非常罕见，也难以直接观测。耀斑粒子发射，尤其是质子事件对航天器有很大的影响，它们能引起航天器充电或单粒子翻转事件，从而导致航天器异常或故障。

（撰写：吴中华 审订：都 亨）

yaoban xiaoying

耀斑效应 flare-related effect 由耀斑产生的高能辐射和粒子流在地球附近引起的地球物理效应。太阳耀斑爆发以后，由于其紫外辐射、X射线和高能粒子辐射的增强，会对近地空间环境产生一系列的效应，包括：由远紫外辐射和软X射线爆发导致的电离突然骚扰，造成短波衰落效应使短波无线电信号急剧衰弱，导致通讯质量下降甚至中断，频率突然漂移使反射电波的频率发生变化，另外还有宇宙噪音吸收增加，天电（信号）突然增强和甚长波突然相位异常等效应。耀斑引起的行星际激波可导致急始型磁暴，大的或强的磁暴可引起很多航天器系统异常或故障。耀斑产生的高能粒子（主要是质子）被地磁场引导进入高磁纬地区，使D层（约距地面80 km高度上的电离层）电离度增加，导致中频、高频和甚高频带的无线电波的强烈吸收，结果使高纬区雷达和无线电通讯中断。这种现象称为极盖吸收效应，它可以持续几天。耀斑高能粒子还在极区引起极光和极区亚暴等空间环境扰动事件。耀斑效应对航天、国防及民用系统影响极大。

（撰写：吴中华 审订：都 亨）

yezhan fangkong xitong

野战防空系统 field air defense system 用以保卫陆军阵地、部队集结地、军用车辆和行进中的部队的防空系统。野战防空系统在形成过程中分成了几种：一是前沿区域防空、用以掩护作战部队的区域防空系统；二是保卫后方指挥机关、后勤设施的点防空系统；三是随行掩护防空、用以掩护行军部队和后勤补给车队的机动防空系统。各种野战防空系统的基本特点是组成简单，重组频繁，阵地经常变换。因此，它一般由轻型防空兵器和车载指挥中心组成。

（撰写：成楚之 审订：林玉琛）

yelüsu bianhua jiance

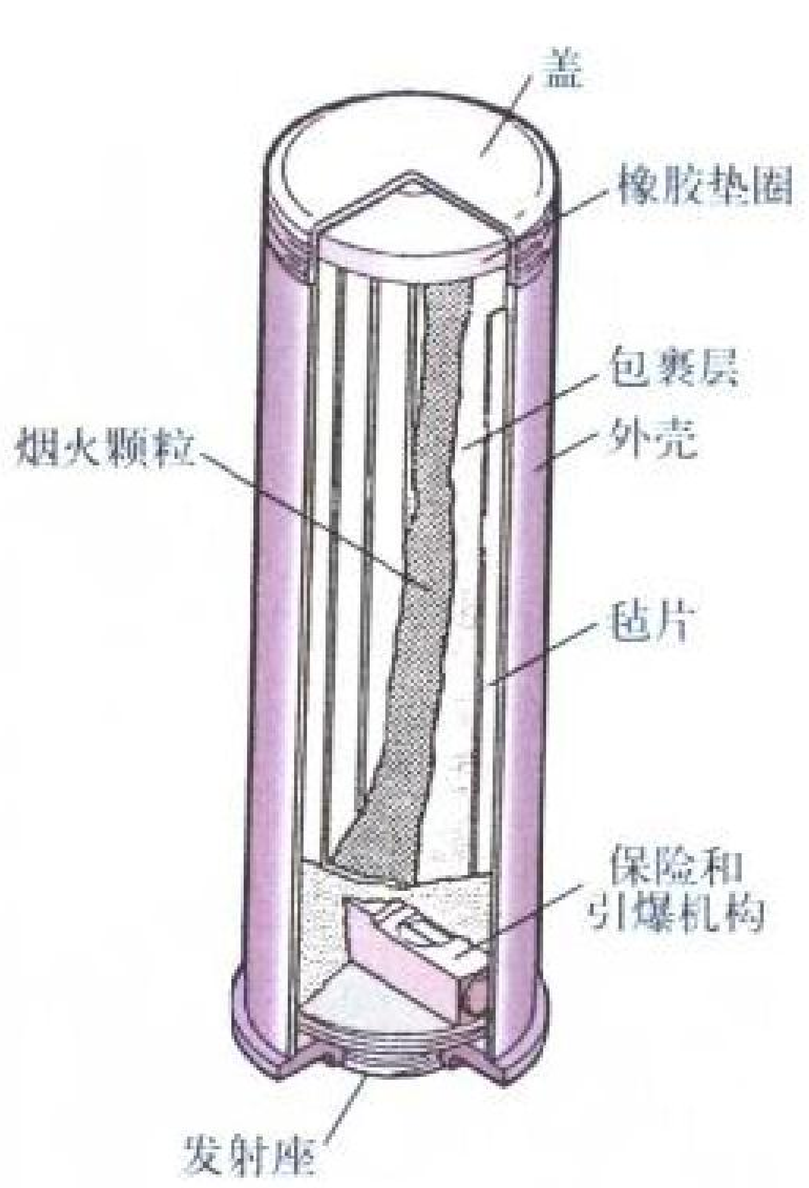
叶绿素变化监测 monitoring of chlorophyll change 对绿色植物细胞叶绿体中叶绿素含量多少及其变化状况进行的观测。叶绿素是植物进行光合作用时吸收和传递能量的主要物质。通过叶绿素变化监测，可以较好地反映植物生理、物理参数，表征植物的长势、营养、病虫害等状况。叶绿素光学性质中最重要的是能选择性地吸收太阳光线。从植物光谱特性曲线可以发现：叶绿素吸收带位于可见光波段的蓝色区域（波长大约为0.45 μm）和红色区域（波长大约为0.65 μm）。植物的主要光谱响应区在可见光波段的绿色区域（波长大约为0.55 μm）和近红外区域（0.7～1.1 μm）。根据植物的这一光学特

性可以用光谱仪进行谱测试，特别是用卫星光谱仪可以对植物的叶绿素含量及其变化进行大面积、长时间监测。不同植物叶绿素的含量不同，因而光谱仪显示出来的数字也就有差异，这样可以分辨植物和作物种类；对同一植物，可以利用测得的植物光谱反射率的高低来鉴定植物的健康情况。目前叶绿素变化监测已经广泛应用于作物长势动态监测及产量估测、草地沙化监测、林区监测以及灾情预报，为我国政府部门进行宏观决策提供了大量参考依据。

（撰写：吴文斌 苏 宁 审订：沈桂芳）

yeguangdan ganrao

曳光弹干扰 flare countermeasure 将曳光弹装备在目标(飞机或舰船)上，当目标受到红外制导导弹威胁时，通过投放器将它抛离目标，依靠自身燃烧，辐射红外光，其辐射亮度超出目标辐射亮度好多倍，诱使敌方红外制导导弹的导引头丢失目标转而跟踪曳光弹的一次性使用的干扰技术。曳光弹的结构，如飞机使用的普通曳光弹(见图)。在近、中红外波段，特别是近红外波段，曳光弹的光谱辐射强度远高于飞机的光谱辐射强度，这就使得使用这一波段的导引头更容易跟踪曳光弹，甚至在导引头已经跟踪目标的情况下，只要曳光弹进入导引头视场，导引头就转而跟踪曳光弹。



曳光弹结构图

（撰写：计世藩 审订：徐品高）

yedan jiazhu xitong

液氮加注系统 liquid nitrogen filling system 为冷氦系统及液氧系统提供液氮级冷源液路—气路的系统，用于氦气的冷却及纯化和液氧的过冷后补加。液氮加注系统由测控台、微机站、通讯控制电缆网、配气台、液路管路、气路管路、低温阀门、过滤器、配气箱、液氮加注补加车及监测传感器等组成。液氮主要采用外气源挤压方法加注。在加注时，液氮由加注补加车通过挤压施加压力，经阀门和低温管路流至液氧过冷器、冷氦换热器及氦气纯化器，为3个设备提供过冷用的冷源。在这个过程中，微机站可进行自动工序控制，完成对上述设备温度、压力、流量和液位等多种参数的检测，并以所采集的数据为依据，实现加注补加液氮的自动化。它还能完成加注过程中测量参数的实时显示、存储、打印及事后处理工作。为了提高系统的可靠性，可同时并联手动测控台，作为微机站的备份设备。

（撰写：符一平 审订：周载学）

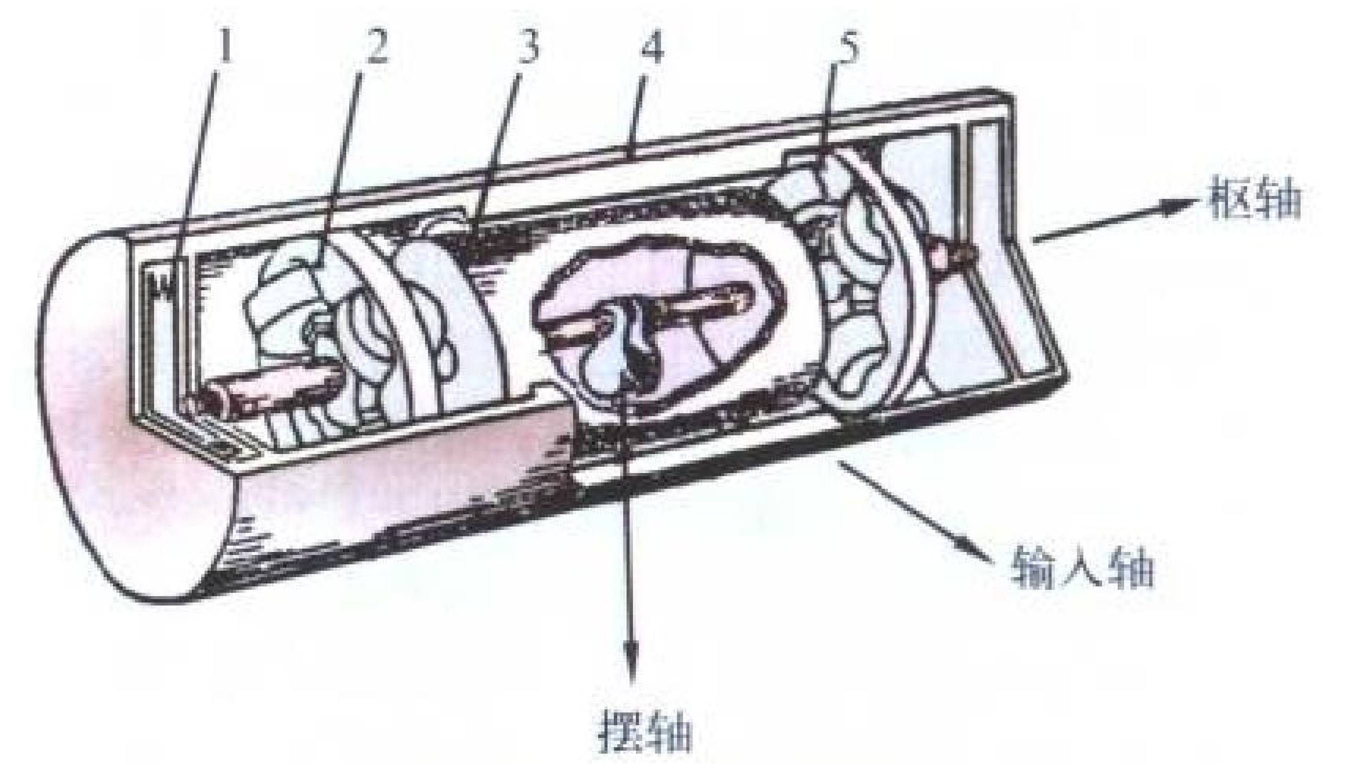
yefu

液氟 liquid fluorine 氧化性最强的一种高毒、低温液体氧化剂，分子式为F_2。它是一种具有特殊刺激性臭味的黄绿色低温液体，沸点为84.87 K，冰点为53.98 K，密度为1.50 g/cm³(沸点时)。液氟是最强的氧化剂，几乎与所有元素和大多数化合物都能发生化学反应，与许多可燃物质接触立即自燃。它对热、振动和电火花等不敏感。液氟属于二级高毒物质，在空气中的最高允许浓度为0.1×10^{-6}。液氟与液氢组合是化学推进剂中比冲最高的液体推进剂，液氟与肼组合曾试作为运载火箭上面级发动机的推进剂。但由于液氟的高毒性和高腐蚀性，至今仍未得到实际应用。

（撰写：张起源 审订：胡平信）

yefu jiasuduji

液浮加速度计 floated accelerometer 又称浮子式加速度计。具有一定摆性的检测质量(浮子摆)悬浮在浮液中，并由宝石轴承或磁悬浮装置支承定位的一种加速度计。主要由浮子、信号传感器、力矩器、浮液、补偿波纹管、导电装置、壳体等部分组成(如图)。当沿输入轴有加速度作用时，惯性力矩使浮力摆产生一个角位移，传感器就输出一个与之成比例的电压信号，经伺服放大器放大，变为反馈电流施加在力矩器上，使其产生恢复力矩，以平衡惯性力矩。反馈电流的大小和方向即为加速度的量度。根据悬浮状态的不同，液浮加速度计分为两类：凡浮子重力等于其浮力者称为全液浮加速度计；凡浮子重力大于其浮力者称为半液浮加速度计。由于液体的浮力作用，轴承摩擦力被大大减少，因而具有较高的分辨率，可达$10^{-5} \sim 10^{-7}g$。浮液还能产生一定的阻尼作用，并能减小冲击振动的影响。它已广泛用于制导系统中。



液浮加速度计结构图

1—波纹管；2—传感器；3—浮子摆；4—壳体；5—力矩器

（撰写：高可人 王毓兰 审订：梁瑞琦）

yefu tuoluoyi

液浮陀螺仪 floated gyroscope 利用浮液浮力来支承浮子组件的陀螺仪。浮液对浮子组件的浮力可抵消或减小浮

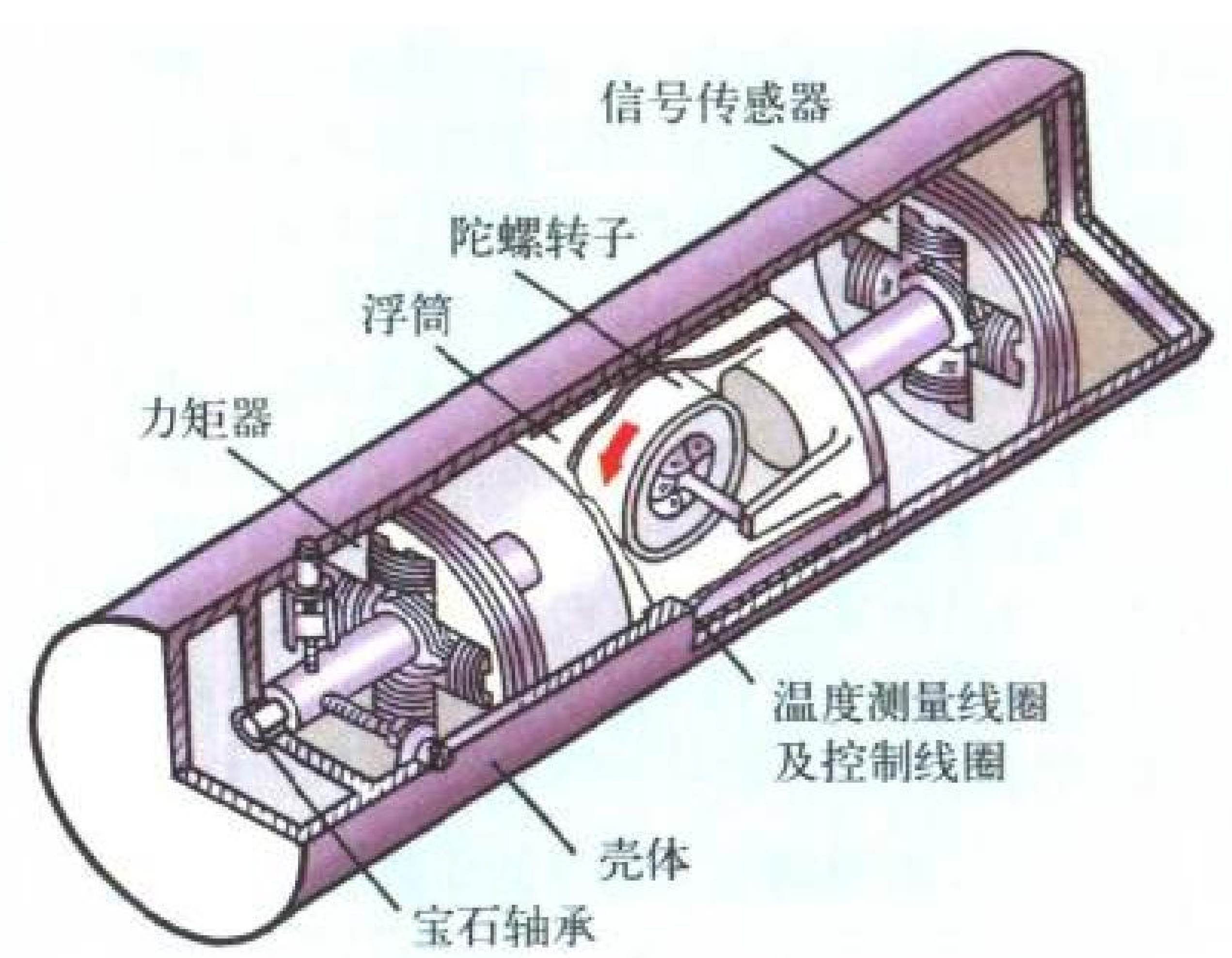


图1 单自由度液浮陀螺仪

Y

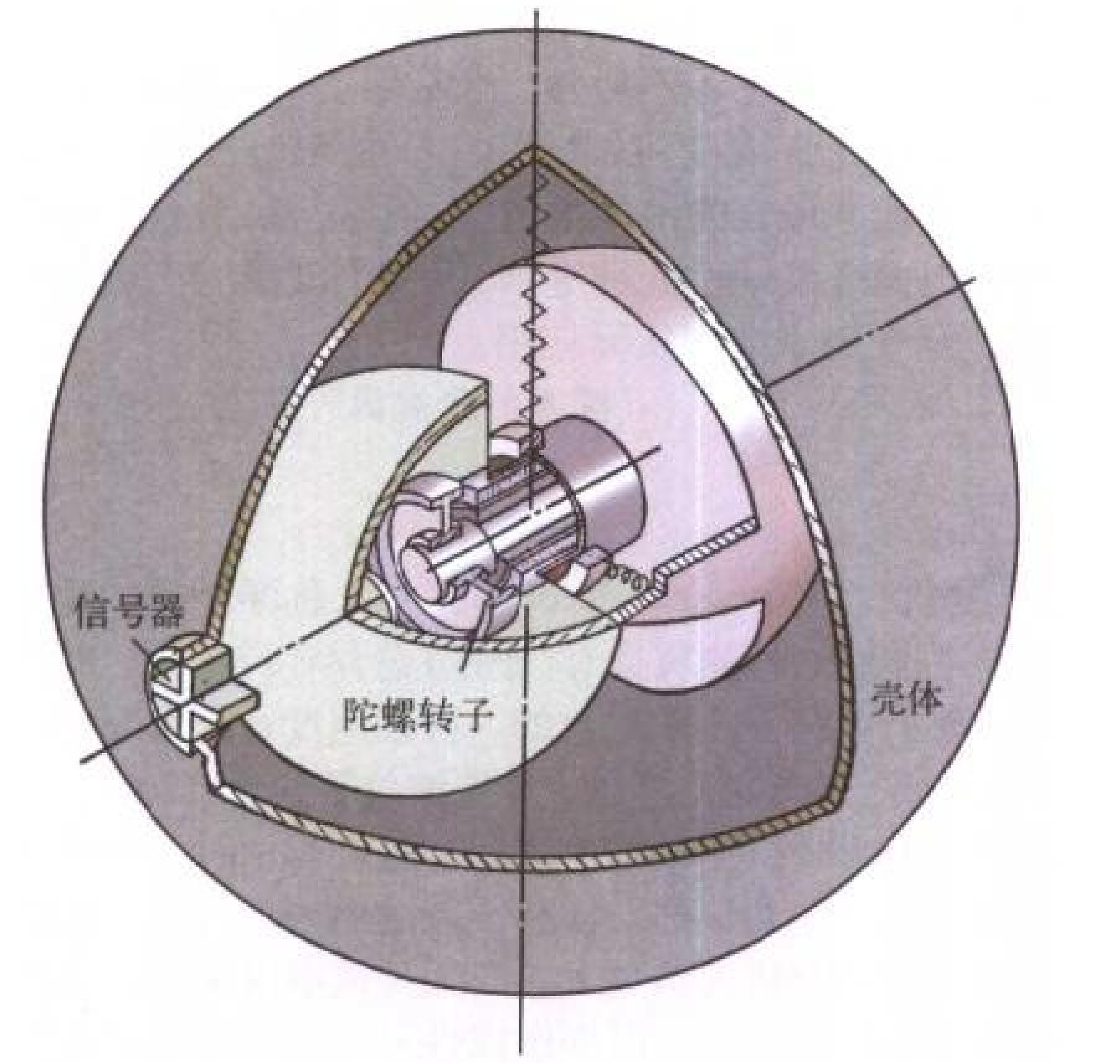


图 2 双自由度液浮陀螺仪

子组件的重力，因而减小了浮子支承轴上的正压力，降低了由摩擦力矩所引起的漂移率。浮液还起阻尼作用，并增强抗冲击和减震的能力。单自由度液浮陀螺仪内框为圆柱形浮筒（见图1）。双自由度液浮陀螺仪的内框为浮球，外框为圆环，悬浮在液体中（见图2）。浮液常用氟油或硅油。液浮陀螺分为半液浮、全液浮两种。液体浮力部分地补偿浮子组件重力的称为半液浮陀螺仪，与全液浮相比其精度较低。多用于单自由度速率陀螺仪；浮力与整个浮子组件的重力接近于平衡而重心与浮心接近于重合，浮子轴支承只起定位作用而不承受重力，摩擦力矩趋于零的称为全液浮陀螺仪，用于高精度积分陀螺仪。为了提高陀螺精度也可采用三浮陀螺仪，即转子用动压气浮支承，而浮筒用液体支承，内框轴承用磁悬浮定中心。浮液的密度和粘度随温度而变化，需有严格的温控或补偿装置。液浮陀螺仪的漂移率可达到0.01～0.001°/h，甚至更小，但其结构及工艺较复杂。

（撰写：高可人　高雁翎　审订：彭　飞）

yeqing

液氢　liquid hydrogen　一种高能、低温液体燃料，分子式为H_2。它是一种无色 无味、透明的低温液体，沸点为20.35 K，冰点为13.55 K，密度为0.07 g/cm³（沸点时）。液氢是仲氢和正氢的混合物。仲氢与正氢的化学性质完全相同，而物理性质有所差异，表现为仲氢的基态能量比正氢低。在各种温度下正、仲氢的平衡混合物，称之为平衡氢。正、仲氢的平衡浓度在273 K以下随温度变化而变化（见表）。温度在273 K以上的正、仲氢平衡混合物称为正常氢，由75%正氢和25%仲氢组成。氢在液化和贮存时，由于自动催化作用，正氢会转化为仲氢并放出热量，使液氢产生蒸发损失，所以液氢产品中要求仲氢含量至少在95%以上，即要求液化时将正氢基本上都催化转化为仲氢。液氢与液氧组合不但比冲很高，而且是洁净推进剂，在航天领域得到了广泛应用。

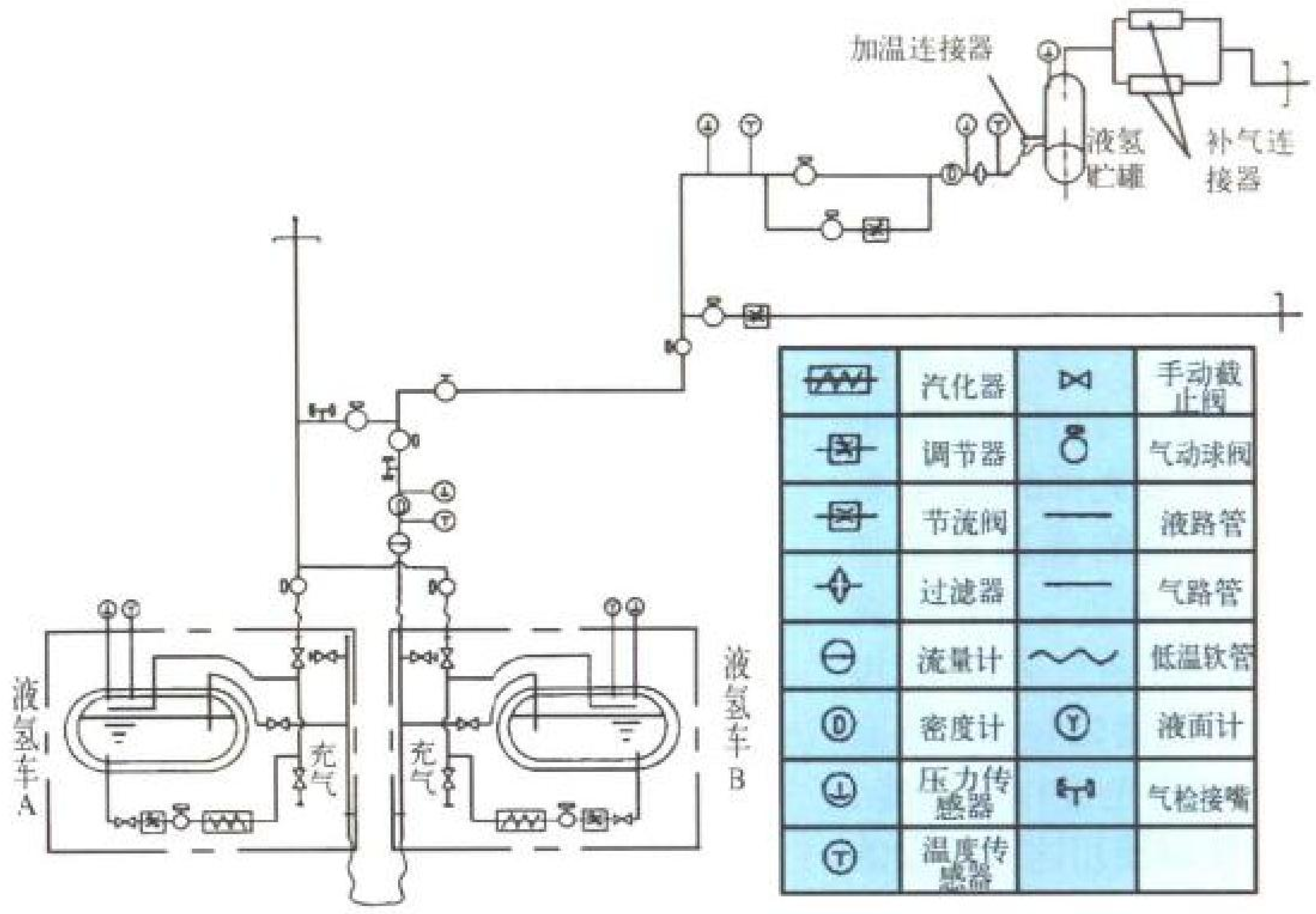
不同温度下仲氢的含量

温度／K	10	20	40	80	120	273	>273
仲氢含量／(%)	99.9999	99.82	88.73	48.54	32.96	25.13	25.0

（撰写：张起源　审订：胡平信）

yeqing jiazhu xitong

液氢加注系统　liquid hydrogen filling system　向火箭贮箱加注或从其泄回液氢的低温系统。它的主要功能有系统置换、预冷、加注、自动补加和泄回。液氢加注一般采用挤压式加注，即对液氢贮罐增压，将液氢挤压至火箭贮箱中。加注控制方式一般为全自动控制，也可手动操作。液氢加注的流量调节可采用压力调节法或节流阀控制法，也可将两种方法结合起来使用。随着运载火箭的大型化，液氢加注系统将向大流量和高可靠性方向发展。同时，随着氢能源的开发和使用，液氢加注系统将会应用得更为广泛。



液氢加注液路系统流程原理图

（撰写：丁鹏飞　审订：周载学）

yeqing ranshaochi

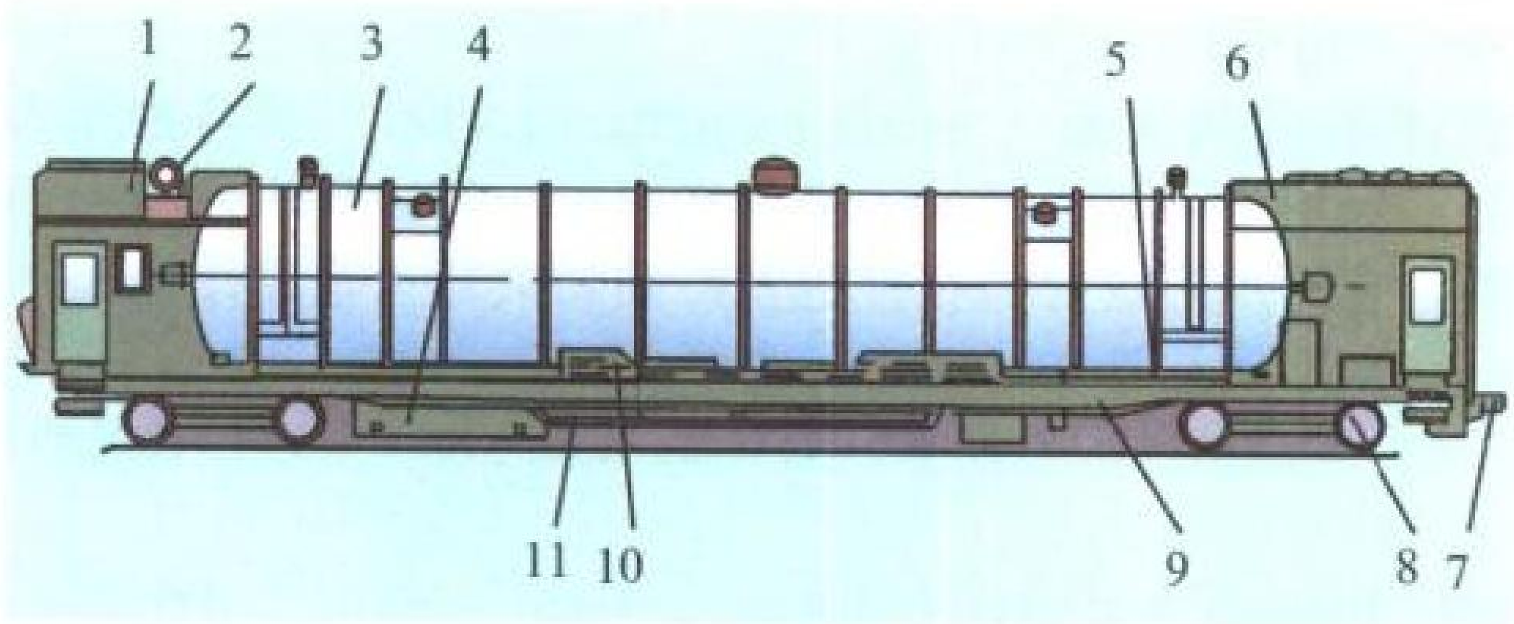
液氢燃烧池　liquid hydrogen combustion pool　能将液氢系统中的大流量氢气安全燃烧掉的水池。氢气通过单向阀进入浸没在水池中的分配主管。主管上有若干竖管。氢气从竖管排出，经泡罩帽下缘逸出水面，利用位于水面上方一定高度的不同位置的点火装置点着燃烧。为了维持热平衡和保持水面恒定，池中的水要不断循环与补充。氢气在水面燃烧，水池既能起到可靠的水封作用，同时还可有效地阻止外界空气向排放管扩散。因此，燃烧池能可靠地起到防回火的作用。现阶段发射场处理大量氢气时一般均采用此类燃烧池。

（撰写：丁鹏飞　审订：周载学）

yeqing tielu jiazhu yunshuche

液氢铁路加注运输车　liquid hydrogen railway filling transporter　用于向火箭加注或从其泄回液氢，并可长途运输或短期贮存液氢的铁路槽车。它利用自身的汽化器系统给液氢贮罐增压，以向火箭贮箱加注液氢。它主要由液氢贮罐、汽化器系统、管路系统、电气装置等组成。决定整车性能的主要是液氢罐及安全系统。液氢贮罐为高真空多层绝热容器，日蒸发率是它的关键技术指标。由于液氢的危险性，安全系统尤显重要。它主要由贮罐上的安全设备、自动放气系统和防静电装置等组成。自动放气系统保证在运输和贮存液氢期间贮罐内压力超过允许值时自动放气，且排出的氢气浓度在安全浓度以下。

Y



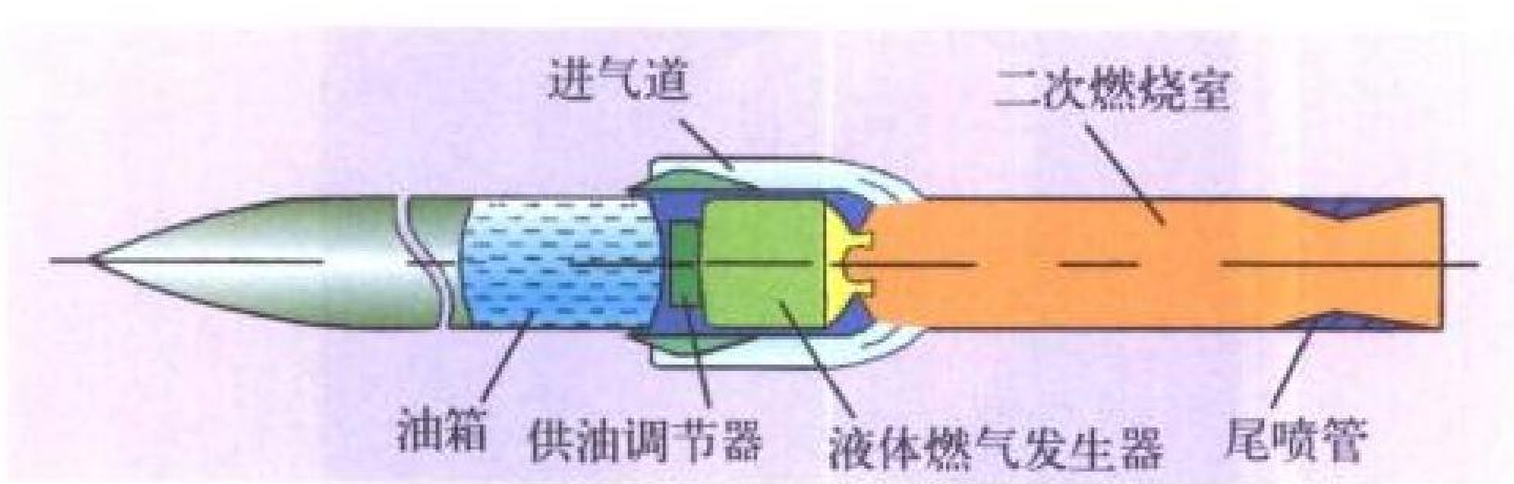
液氢铁路加注运输车

1—监视间；2—自动放气系统；3—贮罐；4—电气装置；5—加排管路系统；6—操作间；7—车钩缓冲装置；8—转向架；9—底架；10—软管及备附件箱；11—汽化器装置、安全系统和铁路车底架

（撰写：丁鹏飞　审订：周载学）

yeti huojian chongya fadongji

液体火箭冲压发动机　liquid propellant rocket ramjet engine　使用液体推进剂燃气发生器的火箭冲压发动机。由进气道、液体推进剂燃气发生器、燃料箱和供应调节系统、补燃室、尾喷管组成。使用富燃料（贫氧）液体推进剂的燃气发生器（火箭室）提供高温富燃料燃气，将冲压空气流引射、增压，并在补燃室中掺混、补充燃烧。液体推进剂可以使用富燃料单组元自燃燃料，也可以使用双组元推进剂，在一定范围内改变燃烧室的余氧系数、空气/燃料的化学当量比和空气加热比，较灵活地调节发动机参数，以改善发动机推力—经济特性。液体火箭冲压发动机的优点是比冲较高、推力可调节，缺点是结构比较复杂。液体火箭冲压发动机除适用于工作范围较宽的战术导弹外，由于可以较长时间工作，可发展为高超声速飞行和航天运输需要的工作范围宽广的可变模态火箭冲压复合循环发动机方案。



液体火箭冲压发动机

（撰写：吕希诚　审订：顾炎武）

yeti huojian fadongji kongzhi

液体火箭发动机控制　liquid propellant rocket engine control　液体火箭发动机对其工作程序、工作参数和安全性的自动控制。(1)工作程序控制：液体火箭发动机的工作过程为起动、稳态工作和关机3个阶段。这个过程是按预定程序自动进行的。①起动程序控制：在发动机点火前应对推进剂贮箱增压，低温发动机还应执行吹除和预冷等工作程序。起动指令发出后，为使发动机平稳地起动，在从起动过渡到稳定工作状态的过程中不出现过大的压力峰，且燃烧稳定和满足起动加速性要求，必须准确地控制推进剂两种组元进入推力室和燃气发生器的先后次序和时差，对于非自燃推进剂还须控制点火装置的发火时间和顺序。②稳定工作程序控制：稳定工作一般要求发动机在额定推力下工作。某些发动机还可按运载工具的任务要求通过阀门的程序动作，在飞行的不同阶段，保持不同的稳定推力值。③关机程序控制：发出关机指令后使发动机推进剂供应系统的有关阀门按程序先后关闭，切断推进剂供应，使推力由稳态工作值衰减到零。(2)工作参数控制：为了保证飞行器的飞行性能，必须将发动机主要工作参数的偏差控制在允许范围内。液体火箭发动机需要控制的主要工作参数是推力和混合比。①推力控制：挤压式液体火箭发动机可以通过调节推进剂贮箱的增压压力进行控制，泵压式液体火箭发动机则可通过控制涡轮功率来实现控制。涡轮功率是通过调节燃气发生器预燃室推进剂流量来控制的。②混合比控制：发动机和燃气发生器的推进剂混合比可以由安装在供应系统中的混合比调节器直接控制。为简化系统，在无特殊要求时，一般在供应系统中装有预先确定尺寸的校准孔板或气蚀文氏管，以控制混合比，保证发动机性能。这种校准孔板或气蚀文氏管在工作时不进行随机调节。(3)安全控制：最常用的安全控制装置是紧急关机信号装置。早期紧急关机信号装置是一种涡轮超速关机装置，可靠性低，容易产生误关机信号。使用多参数综合分析的适时健康监测系统，能较真实地反映发动机工作时的“健康”状态，剔除错误信号，并及时做出正确判断，关闭有故障的发动机，在有热备份的多机并联发动机中或发动机的地面试验中，发动机健康监测系统是不可缺少的。液体火箭发动机的自动控制元件主要有调节器、阀门、校准孔板和气蚀文氏管等。

（撰写：刘传儒　金贵全　审订：谢光选）

yeti huojian fadongji tuizhong zhi bi

液体火箭发动机推重(质)比　liquid rocket engine thrust-to-weight (mass) ratio　液体火箭发动机推力与结构重量（质量）之比。推重（质）比是衡量液体发动机性能的综合指标，能在一定程序上表征发动机的设计、材料和工艺水平。它与系统方案、发动机用途、推进剂种类和推力值有关。目前，液体火箭发动机的推重（质）比水平一般为0.39～1.27 kN/kg。液体火箭发动机的推重(质)比随发动机特点和推力等级不同相差很大。对中等或大推力发动机而言，以不包括推进剂的结构重量（质量）计，推重（质）比可达0.69～0.98 kN/kg。

（撰写：蒋凤翥　审订：胡平信）

yeti huojian zhutuiqi

液体火箭助推器　liquid rocket booster　使用液体推进剂火箭发动机的助推器。它在起飞、爬升阶段为导弹或其他飞行器提供辅助推力，完成助推任务后从飞行器上分离抛掉。液体火箭助推器一般有独立的推进剂供应系统，成为一个完整的液体推进剂火箭，也有的与一级主推进系统共用推进剂贮箱，完成助推任务后，切断对助推器的推进剂供应，并将助推器从主推进系统上分离抛掉。具有独立推进剂供应系统的液体火箭助推器可以使用与一级主推进系统相同的推进剂，也可使用与一级主推进系统不同的推进剂。液体火箭助推器采用并联捆绑方式安装在运载器的第一级上，助推器捆绑数量根据运载能力的需要进行选择。

（撰写：马金涛　审订：朱森元）

yeti ranliao chongya fadongji

液体燃料冲压发动机　liquid fuel ramjet engine　采用液体燃料的冲压发动机。它是发展最早、技术最成熟、使用较多的一种冲压发动机。其优点是结构简单、比冲高、推力易调节。发动机设有燃料输送调节系统、燃料喷射装置、火焰稳定装置及燃烧室隔热装置，以获得良好的雾化掺合和恰当的燃油浓度分布，保证火焰稳定和有效地燃烧，为飞行器提供

所需的推力。对工作时间较短的冲压发动机，常用挤压式燃料输送系统，对工作时间长的冲压发动机，常用空气涡轮泵式燃料输送系统。燃料调节系统在飞行器飞行过程中，按照预定的弹道设计要求，提供发动机所需燃料流量，以保证飞行器对发动机推力的要求，液体冲压发动机可用于超声速战术和战略导弹、高速飞行器、无人机等。

（撰写：吴达章　审订：顾炎武）

yeti tuijinji

液体推进剂　liquid propellant　又称液体火箭推进剂。以液体状态进入火箭发动机，为火箭发动机提供能源和工质的物质。包括液体氧化剂、液体燃料和液体单组元推进剂。它可以是单质、化合物，也可以是混合物。它在液体火箭发动机燃烧室内进行氧化燃烧反应或分解放热反应，把化学能转变为热能，产生高温高压燃气，并通过发动机喷管膨胀加速，把热能转变成为动能，产生推力。它的性能优劣直接影响液体火箭发动机的性能。选择液体推进剂除要求高的能量外，还要求冰点低、沸点高、密度大、点火与燃烧性能好和毒性小。常用的液体推进剂有液氧、四氧化二氮、硝酸、液氢、偏二甲肼、一甲基肼、肼、过氧化氢和碳氢化合物等。依其进入发动机的组元数目，分为单组元液体推进剂、双组元液体推进剂和三组元液体推进剂。依其贮存性能，分为可贮存液体推进剂和低温液体推进剂（不可贮存液体推进剂）。依其着火特性，分为自燃液体推进剂和非自燃液体推进剂。由于液体推进剂具有能量高、便于调节控制和使用可靠的特点，在各种导弹、运载火箭和航天器的发动机中已被广泛地应用。

（撰写：蒋凤翥　审订：胡平信）

yeti tuijinji buwanquan ranshao

液体推进剂不完全燃烧　incomplete combustion of liquid propellant　燃料与氧化剂或空气未能完全按照化学计算的混合比或油气比进行充分反应的燃烧。因而在燃烧产物中存在未完全氧化物和残余的燃料成分。由于燃料的燃烧机理和燃烧准备过程十分复杂，燃烧过程中的各个环节都有可能影响燃烧的完全度，液体燃料和氧化剂的雾化不良、混合不均，都将导致燃料不能完全燃烧，因而会降低推进剂的燃烧效率和比冲。

（撰写：朱宁昌　审订：顾明初）

yeti tuijinji daodan

液体推进剂导弹　liquid propellant missile　用液体推进剂作火箭发动机能源和工质的导弹。按推进剂的组元分为单组元、双组元和三组元液体推进剂导弹；按贮存要求分为可贮存推进剂导弹和低温推进剂（冷冻推进剂）导弹。与固体推进剂相比，液体推进剂比冲大，发动机推力可调，且可多次起动；缺点是使用维护复杂、准备时间较长。早期发展的导弹，包括战略和战术弹道导弹、部分面空、空地和空空导弹，均曾用液体推进剂火箭发动机作推进系统。随着固体推进剂技术的发展和进步，各类导弹大都不再用液体推进剂火箭发动机作推进系统。



典型液体推进剂导弹结构简图

（撰写：毕士冠　审订：黄瑞松）

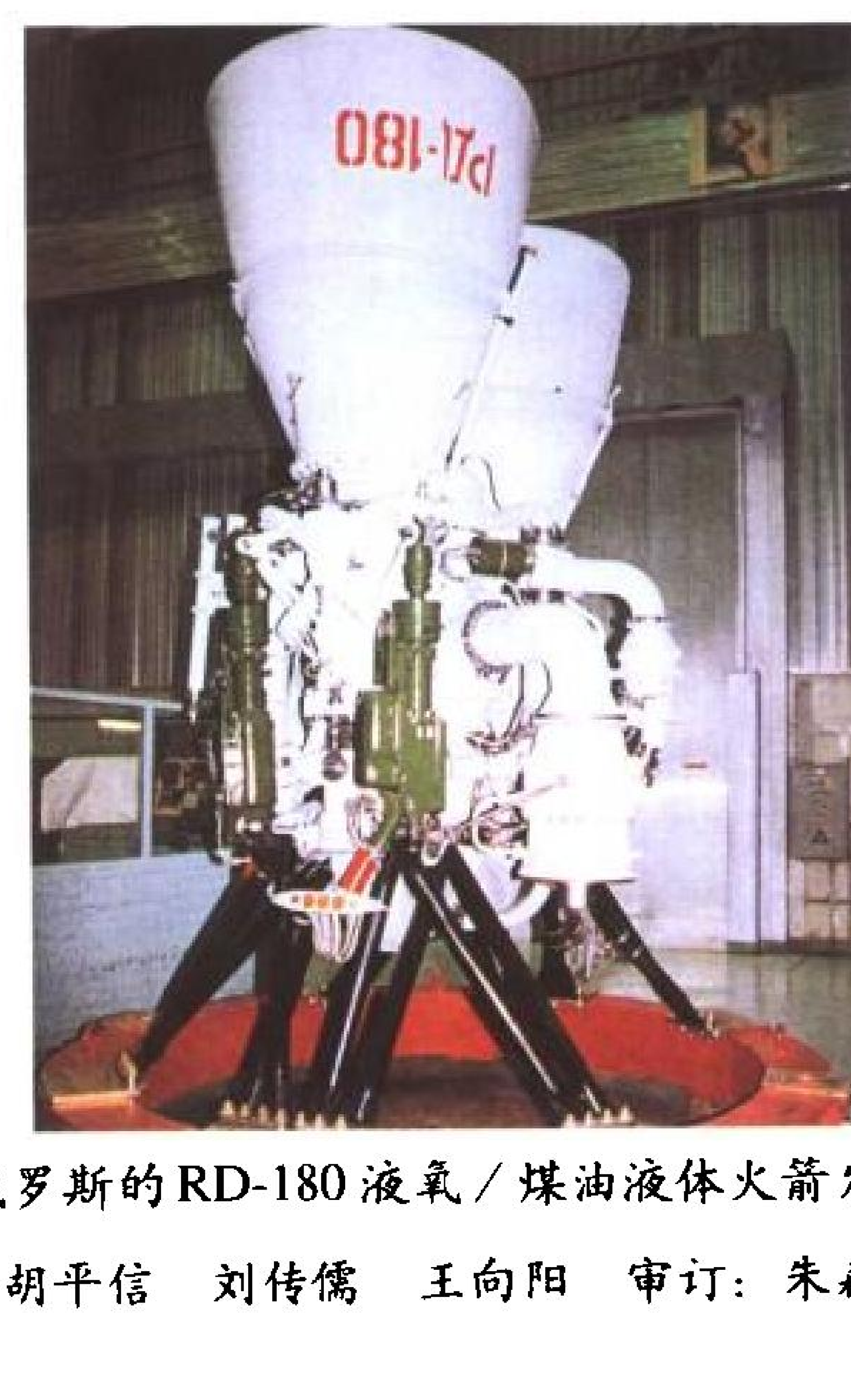
yeti tuijinji huojian

液体推进剂火箭　liquid propellant rocket　简称液体火箭。利用液体火箭发动机进行推进的火箭。属于化学火箭类。它的动力装置包括推进剂贮箱和液体火箭发动机两部分。参见*液体推进剂火箭发动机*。

（撰写：刘传儒　王向阳　审订：魏其勇）

yeti tuijinji huojian fadongji

液体推进剂火箭发动机　liquid propellant rocket engine　简称液体火箭发动机或液体发动机。由液体推进剂在燃烧室中进行化学反应，产生高温、高压燃气，以高速气流经过喷管向后喷出，产生反作用推力的动力装置。根据推进剂组元的数目，液体火箭发动机有单组元推进剂火箭发动机和双组元推进剂火箭发动机等；根据推进剂的类别，液体火箭发动机有可贮存推进剂火箭发动机和低温推进剂火箭发动机等；根据推进剂供应系统的类型，液体火箭发动机有挤压式火箭发动机和泵压式火箭发动机等。液体火箭发动机由推力室、推进剂输送系统和发动机控制系统等组成。推力室由燃烧室、喷注器和喷管组成，用来将推进剂的化学能转化为动能。推进剂通过喷注器注入燃烧室，经过雾化、蒸发、混合、燃烧或分解反应等过程，生成高温、高压气体，并从喷管高速喷出，从而产生推力。推进剂输送系统的作用是按要求的流量和压力向推力室输送推进剂。发动机控制系统用来调节发动机的工作程序和工作参数。与其他化学火箭发动机相比，液体火箭发动机的优点是比冲高、能多次起动和推力可调，适用范围广。液体火箭发动机可用作为主发动机、助推发动机、姿控发动机、远地点发动机和游动发动机等。液体推进剂火箭发动机是航天动力装置中最重要的一种类型，广泛应用于运载火箭航天器和早期导弹。



俄罗斯的RD-180液氧／煤油液体火箭发动机

（撰写：胡平信　刘传儒　王向阳　审订：朱森元　魏其勇）

yeti tuijinji ranshao

液体推进剂燃烧　liquid propellant combustion　在液体火箭发动机推力室中液体燃料和氧化剂发生的剧烈放热化学反应。液体推进剂在进行燃烧反应之前，通常需要经历一系列的燃烧准备过程，诸如喷注和雾化、液滴加热和蒸发及液相或气相混合等。采用不同的推进剂组合，燃烧过程也有所不同。对于非自燃推进剂组合，如液氧／液氢和液氧／煤油等，

需要用点火装置来点燃，然后进行预混或扩散气相燃烧反应。对于自燃推进剂组合，由于液态燃料与氧化剂之间的液相混合将导致放热的液相反应而自动着火，所以不需要点火装置。通常液体推进剂的蒸发速率远低于化学反应速率，因此蒸发过程成为推进剂燃烧速率的控制过程。

（撰写：朱宁昌　审订：顾明初）

yeya sifu jigou

液压伺服机构　hydraulic servomechanism　利用高压液体作为能源的伺服机构。它由电液伺服阀、液压作动筒和反馈元件等组成。输入信号通过电液伺服阀控制流入作动筒的高压液体的流量和压力来带动负载运动。它广泛应用于导弹和飞机上。其主要优点是响应速度快，功率质量比大，结构紧凑；主要缺点是加工精度要求高、能源复杂、成本较高。

（撰写：高可人　审订：王毓兰　包为民）

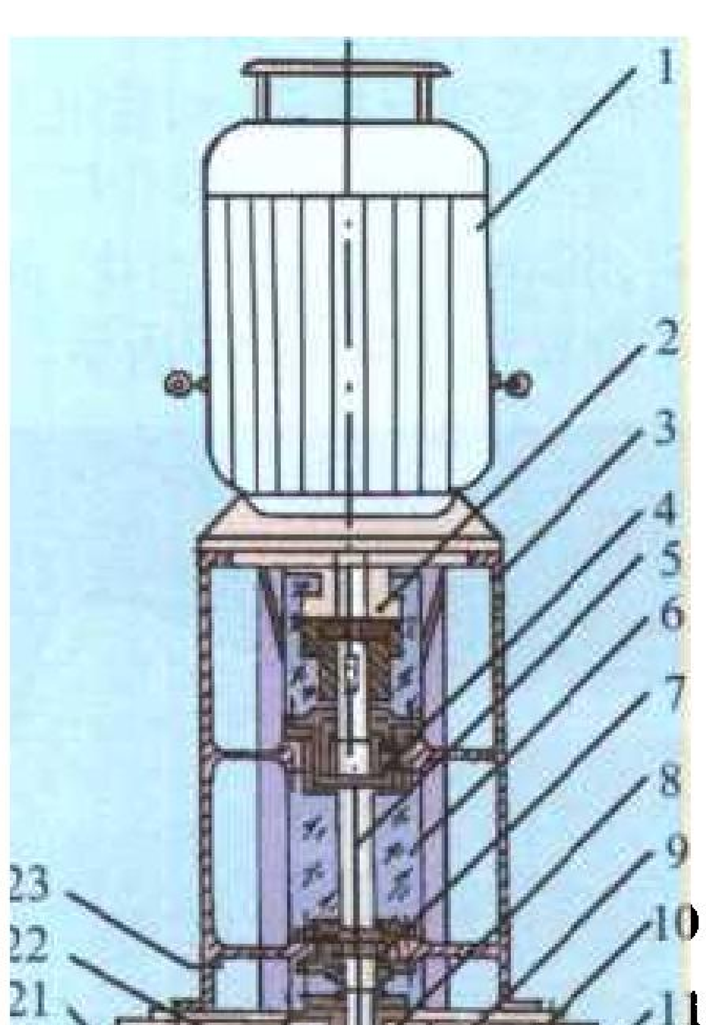
yeyang

液氧　liquid oxygen　一种强氧化性的低温氧化剂，分子式为O_2。它是一种淡兰色、无味、透明的低温液体，沸点为90.18 K，冰点为54.35 K，密度为1.14 g/cm^3（沸点时）。它具有感磁性，但不导电。它具有化学稳定的特质，对冲击不敏感、不分解。它是强氧化剂，与某些有机物质发生剧烈反应，与所有可燃物质混合时有潜在爆炸危险。它能强烈助燃，但不自燃。液氧可与液氢组合成洁净的非自燃高能推进剂。由于液氧价格低廉，无毒，不污染，资源丰富，与燃料组合时比冲较高，所以在航天推进领域获得广泛应用。

（撰写：张起源　审订：胡平信）

yeyang beng

液氧泵　liquid oxygen pump　以液态氧（标准大气压下沸点为90.17 K）为输送介质的泵，用于运载火箭发射场区的液氧加注系统。液氧泵的作用是使低温贮罐内的液态氧获得能量增值，并经低温管路、低温阀门、流量计和过滤器等加注到运载火箭液氧贮箱内。液氧泵的主要技术参数有扬程、流量、电动机功率、转速和隔爆等级等，结构形式有立式和卧式两种。立式液氧泵的主要技术特点是：(1)液氧入口管（低压腔）与泵轴密封腔布置在同一侧，大大简化了泵轴密封的问题；(2)泵轴悬臂比大，使液氧温度不易传至轴承处，所以使用普通轴承即可，省去了低温轴承高昂的研制费，缩短了研制周期；(3)采用叠片式非接触吹气式密封，并辅以盘根密封，满足了发射场地面加注泵对长寿命和高可靠性的要求；(4)扬程高，流量大。



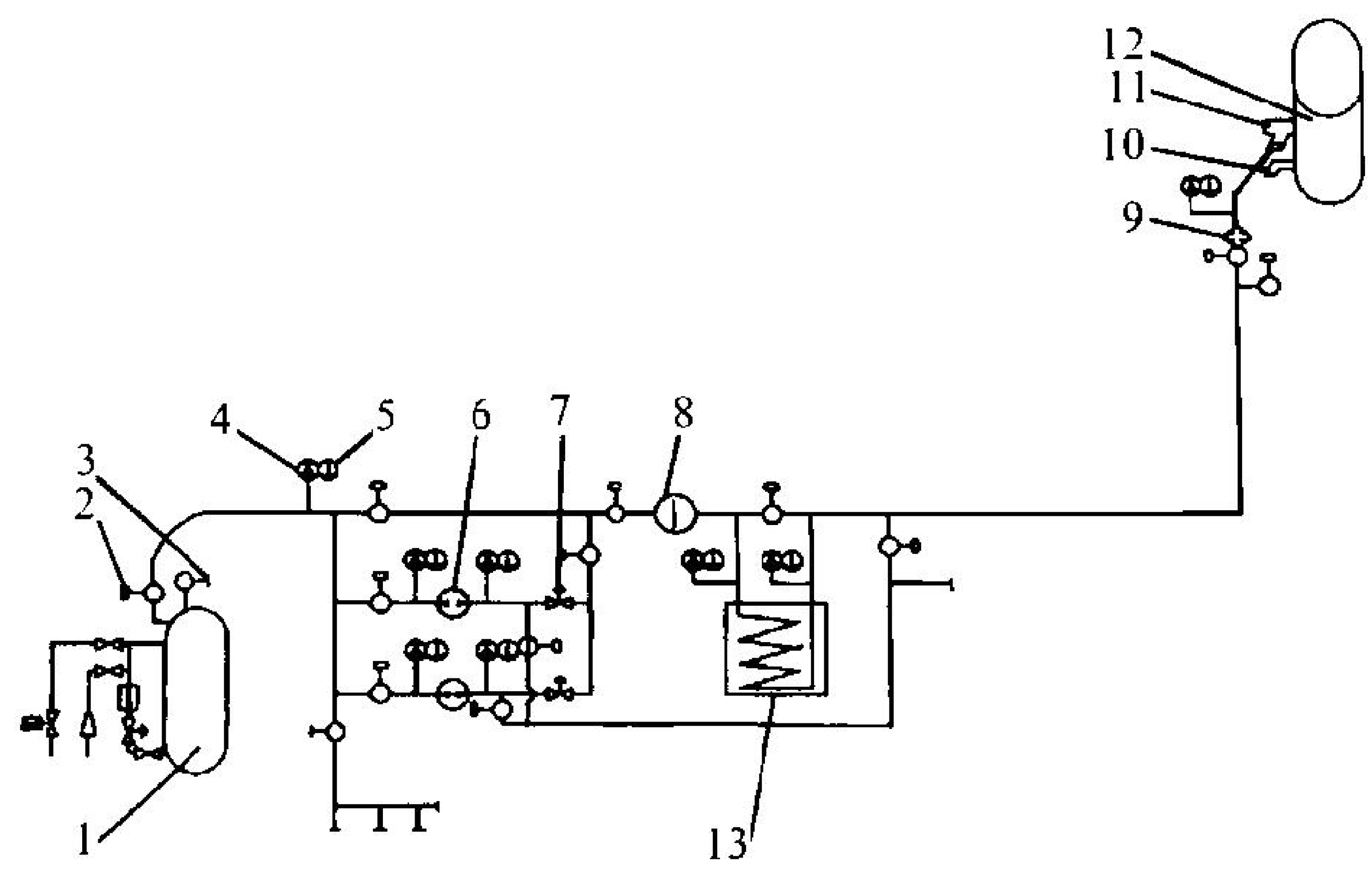
1—电动机
2—联轴器
3—支座
4—上轴承
5—轴
6—观察窗
7—下轴承
8—密封器
9—密封气管
10—放气管
11—吸入室
12—叶轮
13—出口放气管
14—泵体
15—回流管
16—出口压力管
17—石墨轴承
18—入口压力管
19—入口放气管
20—放气压力管
21—密封气入口
22—密封气管
23—放气管

液氧泵机组（立式）结构示意图

（撰写：叶政学　审订：周载学）

yeyang jiazhu xitong

液氧加注系统　liquid oxygen filling system　向火箭贮箱加注或从其泄回液氧的低温系统。它的主要功能有系统置换、预冷、加注、自动补加和泄回。液氧一般采用液氧泵加注，控制方式一般为全自动控制，也可手动操作。液氧加注的流量调节一般采用泵后节流阀控制。在用挤压式加注时则通过调节液氧贮罐的加注压力来控制流量。随着运载火箭的大型化，液氧加注系统将向大流量和高可靠性方向发展。



液氧加注液路系统流程原理图

1—固定罐；2—气动球阀；3—手动球阀；4—远传温度计；5—远传压力表；6—带电机离心泵；7—气动调节阀；8—涡街流量计；9—过滤器；10—排气连接器；11—加泄连接器；12—液氧贮箱；13—过冷器

（撰写：丁鹏飞　审订：周载学）

yeyang meiyou huojian fadongji

液氧／煤油火箭发动机　liquid oxygen/kerosene rocket engine　由低温液氧作氧化剂，由可贮存的煤油作燃料的火箭发动机。在火箭技术发展初期，液氧／酒精火箭发动机曾先用在导弹武器上。由于液氧／煤油推进剂性能高、成本低、综合密度大于液氧／酒精和毒性低等原因，随后在导弹武器及运载火箭上均采用了液氧／煤油发动机。但因发射现场使用低温液氧操作不方便等因素，导弹武器又由可贮存推进剂发动机替代了液氧／煤油发动机。目前大型运载火箭使用液氧／煤油发动机亦很多。俄罗斯在高压大推力液氧／煤油火箭发动机研制应用方面成绩显著。液氧／煤油为非自燃推进剂，存在燃烧积炭、结焦和不稳定等技术关键。

（撰写：袁耀章　审订：朱森元）

yeyang yedan jiazhu bujiache

液氧（液氮）加注补加车　liquid oxygen (liquid nitrogen) loading transporter　向火箭贮箱加注或补加低温氧化剂（液氧）或辅助冷源（液氮）的低温公路槽车。同时它也具备运输、转注及短期贮存液氧、液氮的功能。液氧（液氮）加注补加车主要由低温贮罐、管路系统、电气系统及底盘组成，其中低温贮罐为中空粉沫绝热容器，绝热材料为珠光沙，其容积为11 m^3；所有管路均采用绝热材料包敷。其加注、补加、转注

Y

功能一般由其自身增压系统完成，也可利用外接气源及低温泵完成，增压压力≤1.6 MPa。除航天领域外，这种车辆在国民经济其他领域也有较广泛的应用。

（撰写：丁鹏飞　审订：周载学）

yici dianyuan

一次电源　primary power　为用电设备提供原生电能的装置的总称。所谓原生电能，是指将物理能（如机械能、热能和核衰变能等）或化学能（化学反应过程中产生的能量）直接转换生成的电能，其装置分别叫作物理电源和化学电源，统称为一次电源。如燃气涡轮发电机、太阳能电池、核电池、锌银电池、镍镉电池和燃料电池等。航天工程中箭载一次电源多为锌银电池，因为该电池比能量高（100～120 W · h/kg），结构简单，工作可靠，并可以采取干存方式，储存寿命可达5年以上。弹载一次电源多采用自动激活锌银电池。该电池除比能量高而外，主要是可以装弹贮存，适于作战应用。星载一次电源是由太阳能电池和锌银电池组成的混合电源，当阳光强烈照射时，太阳能电池既可供星载设备用电也可以同时向锌银电池充电贮备电能，以保证非日照期间星载系统的工作。为了满足太空探测对大功率、长时间工作电源的需求，一些新型的一次电源，如燃料电池、核电池等已相继问世，发展迅速，只是其结构复杂或存在污染问题，尚待进一步完善。

（撰写：郭书勤　审订：严殿启）

yicixing shiyong yunzai huojian

一次性使用运载火箭　expendable launch vehicle　完成航天器发射任务后不再回收使用的运载器。一次性使用运载火箭不需要回收系统，也没有寿命限制，因此结构简单，研制成本较低。这种火箭的缺点是硬件用完后就抛掉，造成巨大的浪费，一枚运载火箭的硬件成本约占每次飞行总发射成本的75%～80%，使得单位有效载荷的运输成本很高。一次性使用运载火箭虽然单位有效载荷的运输成本较高，但在过去的40多年中一直是世界各国发展的重点，用于发射各种类型的航天器。世界上主要的一次性使用运载火箭包括中国的“长征”系列、俄罗斯的“质子号”系列、美国的“德尔它”、“宇宙神”和“大力神”系列、欧空局的“阿里安”系列以及日本的H系列等。从未来的发展趋势看，运载火箭大幅度降低运输费用的根本途径是走向重复使用。不过在重复使用技术成熟之前，一次性使用运载火箭仍将是世界航天发射的主要工具。

（撰写：才满瑞　审订：朱维增）

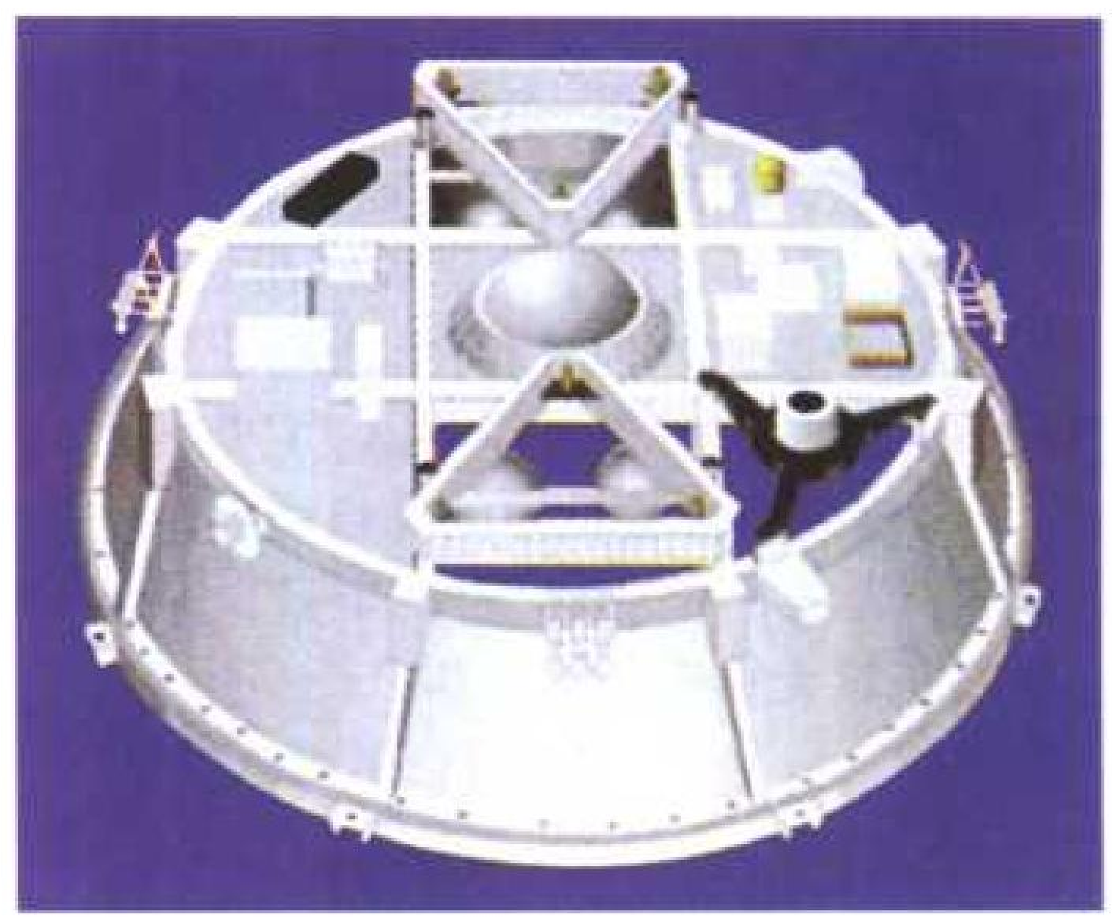
yijiajijing

一甲基肼　monomethyl hydrazine　一种高毒的可贮存液体燃料，其分子式为CH_3NHNH_2。它是一种具有类似氨臭味的无色透明液体，沸点为386.5 K，冰点为220.5 K，密度为0.87 g/cm^3（293 K时），一甲基肼的物理和化学性质介于肼和偏二甲肼之间，物理性质和非金属材料相容性与偏二甲肼较相似，化学性质和金属材料相容性与肼较相似。一甲基肼是极性物质，具有吸湿性，结冰时体积稍有收缩。它还是强还原剂，能与某些氧化性物质发生剧烈反应，与强氧化剂接触立即自燃。一甲基肼对热和杂质的稳定性优于肼，对冲击、压缩、振动和摩擦等均不敏感。一甲基肼是肼类燃料中毒性最大的，属于二级高毒性物质，空气中最高允许浓度为0.2×10^{-6}。一甲基肼与四氧化二氮或绿色四氧化二氮组合，广泛用作航天器的姿态控制发动机和轨道控制发动机的燃料。一甲基肼也可与肼或偏二甲肼组成混合燃料使用。

（撰写：张起源　审订：胡平信）

yijian duoxing

一箭多星　multiple-satellite launch　又称多星发射。用一枚运载火箭将两颗或两颗以上的卫星发射到预定轨道上的卫星发射技术。要实现一箭多星发射，需要在卫星与火箭上面级之间设计安装一个多星分配器或多星发射装置，将卫星并联或串联安装在多星分配器或发射装置上，然后分别送入各自不同的轨道。采用多星发射方案能使运载火箭的发射费用由多个有效载荷承担，使每个有效载荷的发射费用得到显著降低，这有助于用大、中型运载火箭发射中、小型卫星。中国的“长征”2号C改进型运载火箭使用分配器一次可将两颗“铱”星发射到低地球轨道。欧空局的“阿里安”4和“阿里安”5运载火箭分别采用专用多星发射装置进行双星或多星发射。



“长征”2号C改进型运载火箭使用的分配器

（撰写：才满瑞　审订：朱维增）

yizixingyi buju

一字型翼布局　mono-wing configuration　导弹弹身上只安装一对水平弹翼的正常式气动布局形式。这种布局通常用在飞航（巡航）导弹上。一字型翼布局比十字型翼布局轻，而且阻力小，但弹翼面积和翼展稍大。尽管一字型翼布局的导弹作机动飞行时举力向量必须作较大的倾斜，但响应速度仍相当快，能够满足制导精度的要求。典型一字型翼布局导弹如图所示。



典型一字型翼布局导弹

（撰写：刘恒振　审订：宣　平）

yixue xuanba

医学选拔　astronaut medical selection　根据制定的

航天员医学标准和相应的检查规范，对被选者身体状态进行全面评价，以挑选出适合航天飞行的人员。医学选拔是航天员选拔的主要环节。医学选拔的内容由临床医学各种检查和特殊功能检查两大部分组成。既要考虑身体健康要求，又要考虑航天员的职业特点。临床医学检查包括外科、皮肤科、内科、眼科、耳鼻喉、口腔科及临床实验室和特殊检查等。特殊功能检查包括生理功能、心理品质和特殊因素耐力选拔（详见特殊功能选拔）等。临床医学检查合格后，方可进入特殊功能检查。

（撰写：闫晓霞　审订：魏金河）

yidong tongxin wangluo

移动通信网络　mobile communication network　移动通信各方之间彼此通信形成的无线电链路网络。通信卫星和卫星群(星座)是推动移动通信网络发展的重要技术基础。通信的一方、双方或诸方处于运动状态的实时无线电通信构成了移动通信。处于运动状态的用户可以是车、船、飞机和空间飞行器。人在步行中的通信亦属移动通信。移动通信网络内用户位置的可变性、使用信道的随机性、对用户的定位导航以及身份识别等是移动通信的重要特征。通信数字化，使移动通信纳入综合业务数字网(ISDN)，表明人们可以不分时间、地点、状态随时进行通信。移动通信网络有公众移动通信网络、专用移动通信网络和军用移动通信网络。我国的通信事业发展很快，其中移动通信的发展速度尤为惊人，已跨入世界先进国家行列。移动通信方兴未艾，具有广阔的发展前景。

（撰写：邝振勋　审订：郑松辉）

yidong tongxin weixing

移动通信卫星　mobile communication satellite　为行进中的个人、车、船、飞机等提供多种电信业务的通信卫星。按轨道不同分为静止轨道移动通信卫星和中、低轨道移动通信卫星（星座)。前者主要用于区域性移动通信，后者适用于全球性移动通信。按通信业务又可分为海事卫星、航空卫星、陆地移动通信卫星、全球移动通信卫星等，可在很大地域、海域、空域乃至全球为移动用户服务。由于移动通信卫星用户不可能装载大型天线，用户终端发射功率和接收灵敏度均有一定限制，移动用户又经常可能穿越山区、树林和各种建筑群，会遇到通信信号的遮挡、反射、折射等问题，飞机的卫星通信还会存在多普勒效应，因此移动通信卫星往往功率较大，天线尺寸较大，经常还需采用点波束天线。其通信频率大多采用传播损耗和雨致衰减很小的L频段（1.5/1.6 GHz）或S频段（2.5 GHz)。20世纪90年代以来，发射的典型静止轨道移动通信卫星有“国际



图1 “铱”卫星



图2 66颗“铱”卫星组成的移动通信星座

海事卫星”（又称“国际移动通信卫星”)、“北美移动通信卫星”、“亚洲蜂窝卫星”等。典型的低轨道移动通信卫星有“铱”卫星、“全球星”、“轨道通信卫星”等。

（撰写：王景泉　审订：张照炎）

yizhi tuijinji

异质推进剂　heterogeneous propellant　一种组分间有明显物相界面的固体推进剂。它主要包括复合推进剂、复合改性双基推进剂等，复合推进剂是由聚合物基体充填氧化剂、金属燃烧剂等固体组分，经混合、固化成形的固体推进剂，复合改性双基推进剂是在双基推进剂基础上，添加了固体氧化剂(如高氯酸铵)、金属粉末(如铝粉)、能量添加剂(如黑索金和奥克托金)、高分子粘合剂以及其他助剂制成的固体推进剂。由于异质推进剂的原材料来源丰富，价格低廉，可用于各种尺寸和类型的发动机装药，具有广阔的发展前景。

（撰写：何晓兴　审订：王北海）

yisuigai

易碎盖　frangible cover　利用导弹发射时弹头的冲击力直接将其撞破，以实现自动开盖的一种发射筒筒盖。它是目前常用的3种自动开启的筒盖(机械式开关盖、整体式抛投盖和易碎盖)之一。与其他两种类型的筒盖相比，易碎盖结构更简单，不需要复杂的开盖机构，不需要开盖动力，因而易于维修，操作时间短，使用更快捷、更可靠。易碎盖更适合于弹头承载能力强和要求快速发射的导弹使用。常用的易碎盖有爆炸索爆破盖、易碎穿通盖和双层易碎盖。双层易碎盖由外盖和内盖组成。外盖是保护盖，一般由金属材料制成，导弹发射前可提前打开或拆掉；内盖是易碎穿通盖或特制薄膜。

（撰写：侯耀初　审订：王瑞铨）

yixing

翼型　airfoil profile　又称翼剖面或叶剖面。飞机机翼和其他翼面，导弹翼面，直升机旋翼桨叶，以及涡轮发动机的涡轮等叶片上平行于飞行器对称面(或纵轴线)，或垂直于翼面前缘(或1/4弦长点连线，或叶片主轴)的“横截面”的理论外形。垂直于翼面前缘的横截面称为“法向翼型”。翼型的几何形状决定了它的空气动力特性。翼型的主要几何特性见下页图1。其中连接前后缘的曲线称为中弧线，垂直于该曲线法线的上下表面到中弧线的距离y_c应相等；y_f为中弧线上任意一点

到翼弦的距离(变量)，f为最大弯度，x_f为最大弯度位置；上下表面曲线对称的翼型，中弧线与翼弦重合，翼型弯度为零。c为最大厚度，x_c为最大厚度位置；翼型特性通常用弦长b的百分数表示为相对量

$$\bar{f}=\frac{f}{b},\ \bar{x}_f=\frac{x_f}{b},\ \bar{c}=\frac{c}{b},\ \bar{x}_c=\frac{x_c}{b}$$

世界航空发达国家都建立了翼型系列，供设计师选用。著名的有美国NACA、德国的DVL、英国的RAE、俄罗斯的ЦАКИ等系列。典型的翼剖面如图2所示。亚声速导弹和大多数的飞机采用小钝头的亚声速层流翼型，而超声速导弹的翼型多为双弧形和六角形翼型。

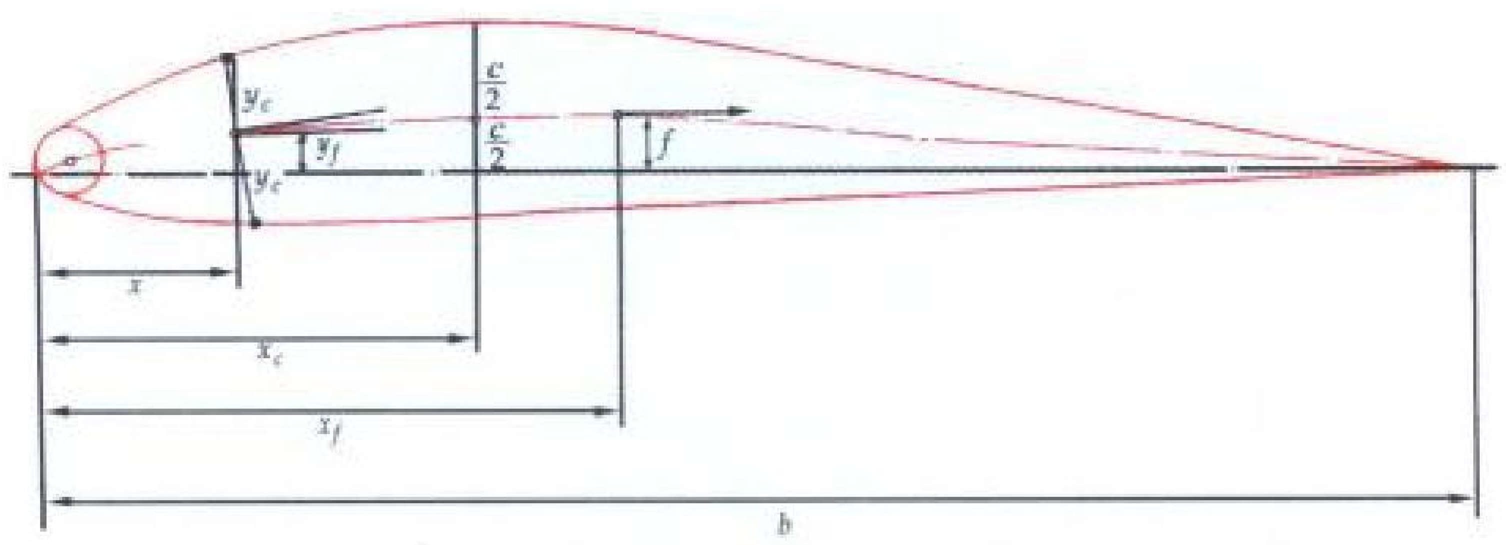


图1 翼型的几何特性

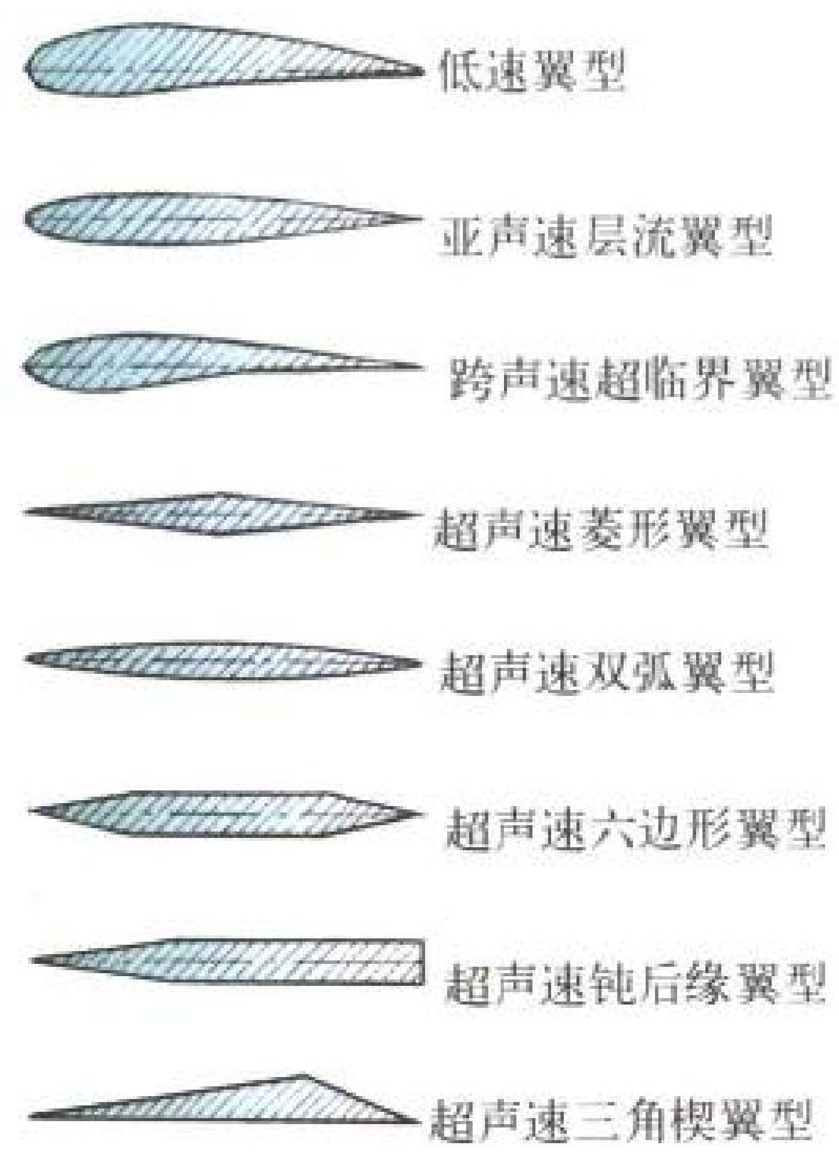


图2 典型的翼剖面类型

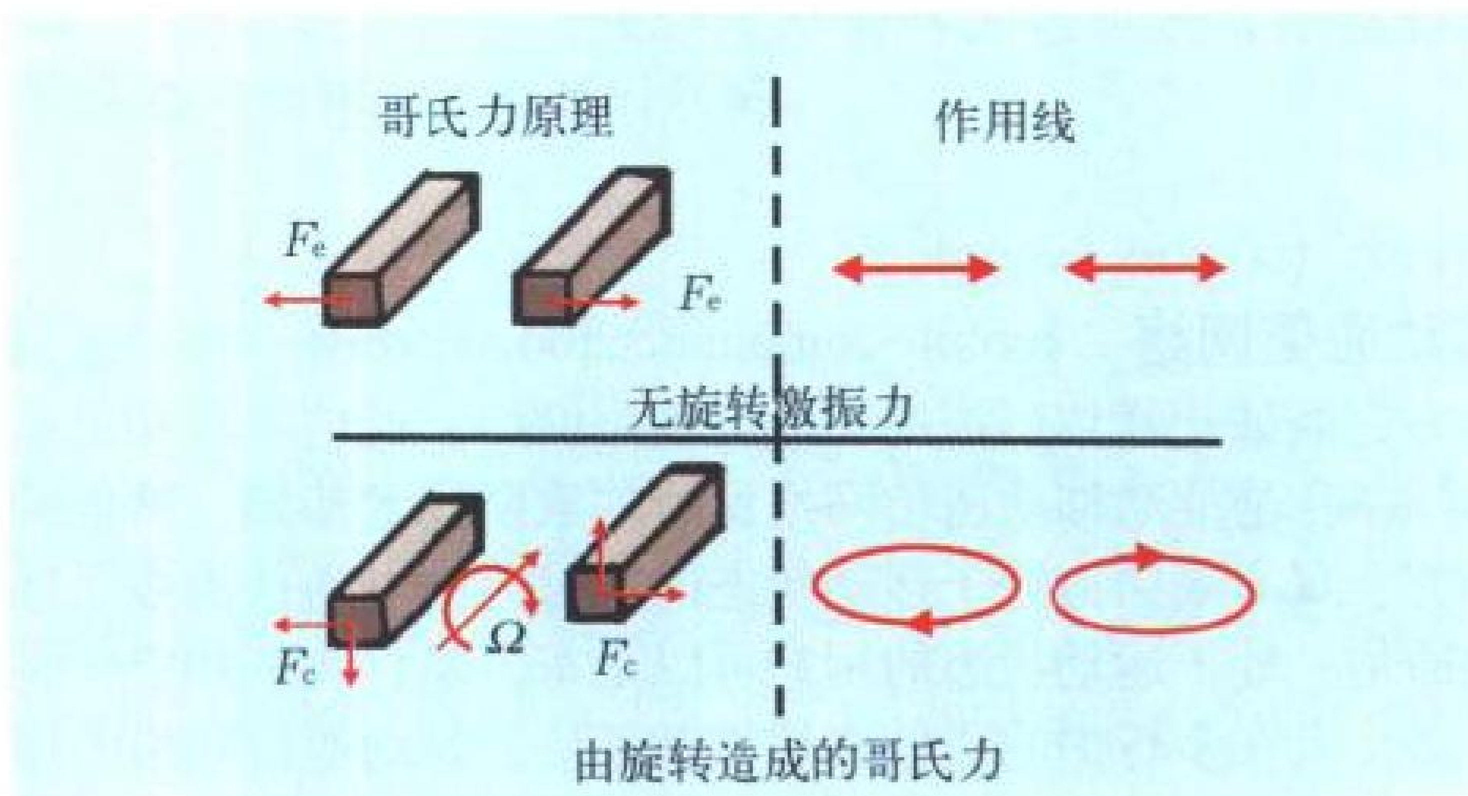
(撰写：刘恒振 审订：宣 平)

yincha xianzhendong weigui tuoluoyi

音叉线振动微硅陀螺仪 tuning fork linear vibration micro-silicon gyroscope 采用单晶硅片，利用微机械加工(化学刻蚀)技术制作的一种微机械陀螺仪。经典的陀螺仪是敏感转动过程中产生的哥氏加速度，来测出转动角速度。而微硅机械振动陀螺仪则可由微加速度计附加抖动装置组成。抖动装置的作用是在其作线振动过程中，当有旋转运动时可敏感到哥氏加速度信号。微硅音叉振动陀螺仪的工作基于音叉原理，通过在一个平面上作反相振动的两个叉臂来实现F_e是无旋转时的音叉激振力。绕平行于两个叉臂的轴的旋转由于哥氏力的作用将产生一个越出这个平面的振动。两个叉臂离开平面的偏移将直接随着哥氏力而改变。哥氏力(F_c)的大小与叉臂的质量(m)、反相振动的速率(v)和旋转的速率(Ω)有关。

$$F_c=2\Omega m v$$

微硅陀螺仪的尺寸很小，在一块10 cm的硅片上可批生产多达数千个独立的陀螺仪表。它的寿命、可靠性、成本、体积质量和抗冲击性均优于传统陀螺。美国德雷珀公司1994年公布的单叉式线振动陀螺有效尺寸为1 mm、音叉振幅为10 μm，在100 mTorr真空条件下，驱动轴Q值为40000、检测轴为5000，刻度因子为40～90 mV/(rad/s)，非线性＜0.2%。微硅陀螺预期达到的指标，随机漂移稳定性短期为1°/h，标度因数短期稳定性为5×10^{-5}。随着微加工技术，特别是纳米技术的发展，微硅陀螺仪应用领域将越来越广，包括卫星、航天器、精确导弹、汽车及GPS/惯性组合系统领域都是它施展才华之地。



音叉线振动微硅陀螺仪原理

(撰写：吴 涛 马宝国 审订：杨立浜)

yinhe yuzhouxian

银河宇宙线 galactic cosmic ray 来自太阳系以外的银河系的宇宙线。其起源至今还不很清楚。银河宇宙线几乎包含了元素周期表中的所有元素，其主要成分是质子，约占总数的84.3%；其次为α粒子，约占总数的14.4%；其他重核成分约占总数的1.3%；此外还有少量的电子，其强度仅为相同能量质子强度的百分之几。银河宇宙线能量从数10 eV到10^{19} eV。银河宇宙线的强度受太阳活动的的调制明显，在太阳活动峰年宇宙线强度有极小值；在太阳活动低年，宇宙线强度有极大值，在远离地球的行星际空间，其强度分布基本上是各向同性的，约为4 $(cm^2\cdot s)^{-1}$。

(撰写：韩建伟 审订：都 亨)

yindao xitong

引导系统 acquisition aim system 向测控系统提供被测目标空间坐标信息及其下行载波多普勒频率信息，使测控系统及时捕获和跟踪目标的系统。通常按引导方式分为模拟引导、数字引导和理论弹道引导。由已跟踪上目标的引导系统采用直接驱动被引导设备天线同步跟踪目标的引导方式称为模拟引导。使用已获得的目标坐标数据，经视差转换、外推实时计算出被引导设备对目标位置的指示数据，使其跟踪目标的引导方式称为数字引导。利用理论弹道做为引导信息源的引导方式称为理论弹道引导。引导系统可以是专用的，但有的外测系统既是弹道测量系统，又可引导其他测量系统。

(撰写：刘利生 审订：黄学德)

yinxin qidongqu yu yinzhan peihe fangzhen

引信启动区与引战配合仿真 fuze action zone and fuze-warhead matching simulation 引信启动区是引信给出引爆战斗部信号时，相对于弹上某基准点的目标中心各种可能位置的集合。引战配合仿真是对引信启动区与战斗部杀伤元素动态飞散区协调程度的仿真。弹上基准点，按具体应用需要，可以选导弹中心、引信天线中心或战斗部中心。引信启动区

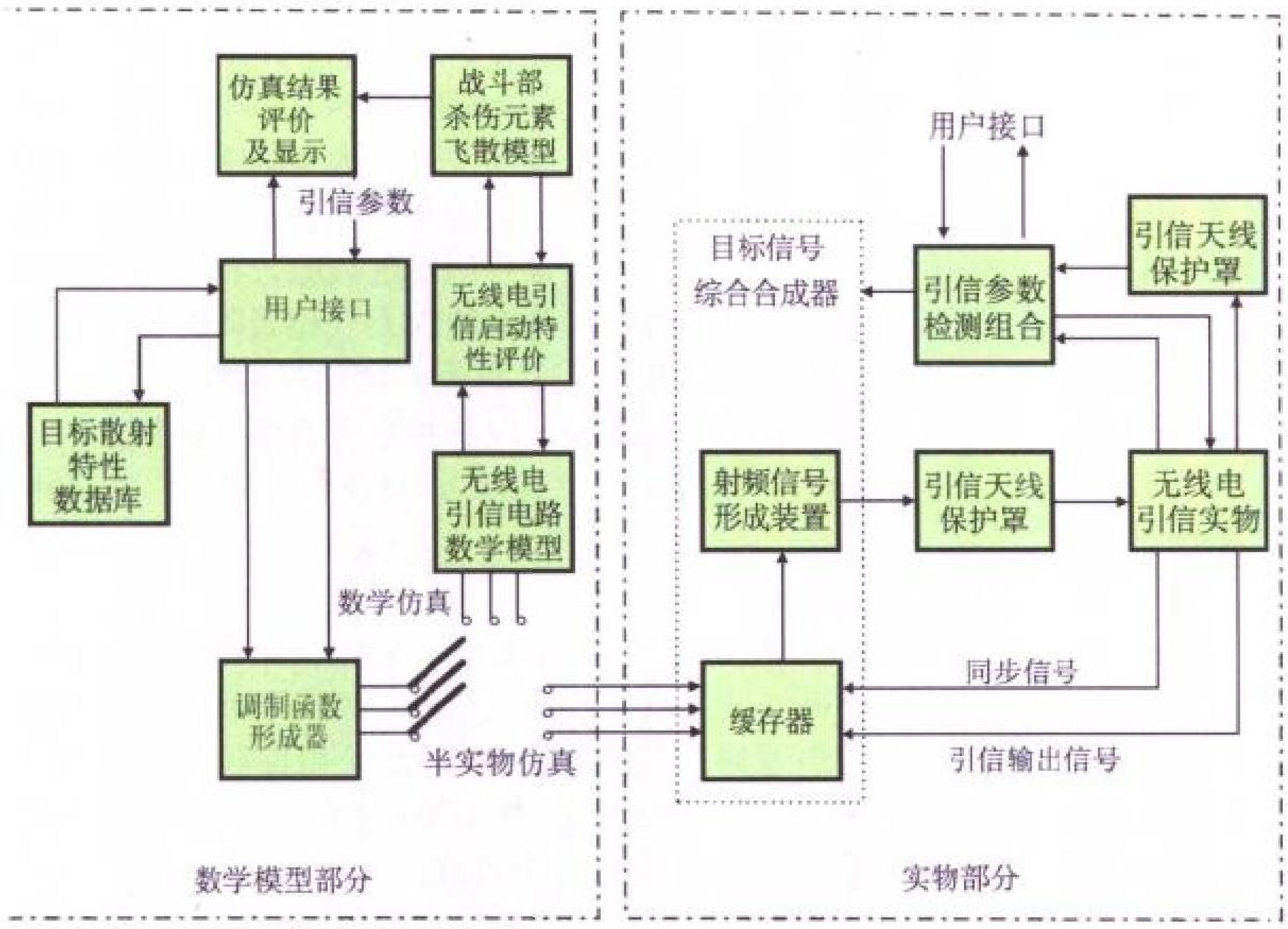


图 1 引信半实物仿真系统框图

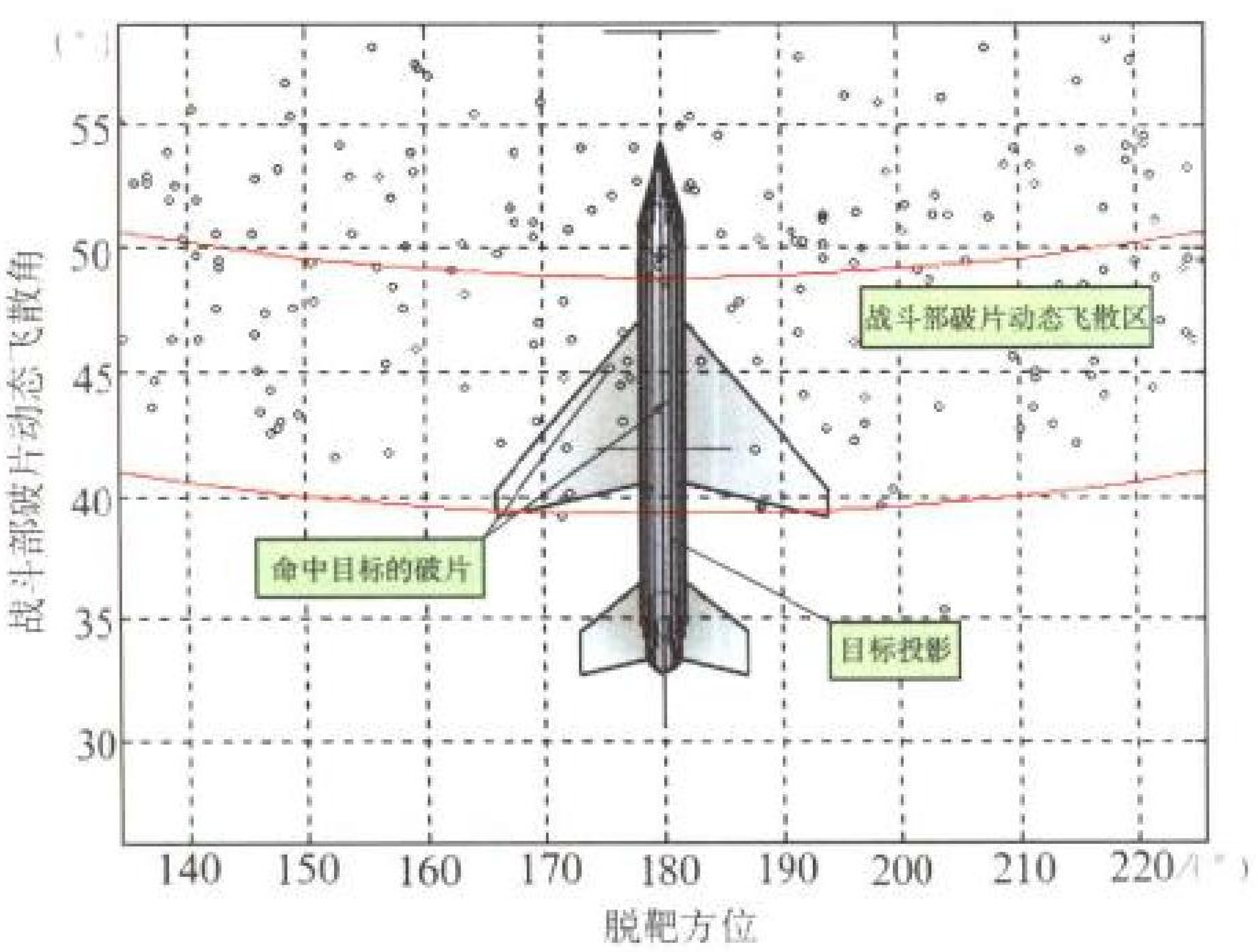


图 2 数学仿真给出的防空导弹引战配合图

可以用相对于导弹的引信启动角和启动距离的分布范围来描述，包括平均启动角、启动角的散布、最大和最小启动距离等参数。引战配合仿真的关键是对特定目标在一定交会条件下获得引信启动区，并评价其是否与战斗部杀伤元素动态飞散区相协调。引战配合仿真可分为物理仿真、半实物仿真及数学仿真。其中物理仿真结果用的是引信和目标的实际物理模型，例如，用缩小比例的飞机模型和缩短波长的无线电引信模型相互作用来获得引信的启动区。引战配合的数学仿真是利用已获得的物理仿真结果和打靶等其他实验结果，建立数学模型，包括目标辐射或散射模型、引信接收和信号处理模型、战斗部破片飞散模型、命中目标破片和杀伤模型等，在数字计算机上模拟引战配合的全过程。一部分用数学模型而另一部分用实物的引战配合仿真称为引战配合的半实物仿真，图 1 所示的是引战配合的半实物仿真的一种。其中，目标散射特性通过实物测试形成数据库，引信的信号处理、战斗部杀伤元素的动态飞散通常用数学仿真，而引信电路一部分用实物，一部分用数学模型仿真，这样可达到较高的逼真度和快速性。图 2 为引战配合数学仿真获得的防空导弹射击飞机时的引战配合图。仿真中计算出了引信的启动点位置和显示了战斗部破片动态飞散区，并显示出战斗部破片命中目标的位置。

（撰写：张志鸿　审订：林玉琛）

yinshuiqi

饮水器 drinking fountain　载人航天器安装的专用饮水装具。由于微重力环境的存在，航天员在轨饮水需要使用专用的饮水装具。早期的载人飞船使用计量式的供水装置，定量地供给航天员饮用水和食物制备用水，此种设备还具有灭火的功能，每一次可供给 15 ± 10% mL 的清洁水，供水的次数可由计数器自动记录。“阿波罗”飞船使用的供水装置可供水 20000 次以上，使用氯气消毒，在 16 天的飞行中测得氯气含量达 2～5000 ppm。后来研制的新式计量式供水装置，由手动计量阀和饮水器组成，每位航天员都配备一个个人专用饮水器，计量阀与供水管相连接，水管内装有活性炭滤器，以保证饮水在进入口腔之前能清除残留的杀菌剂。为了保证乘员健康，饮用前需使用专用的清洁消毒器把饮水器清洁好。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

yinshen jishu

隐身技术 stealth technology　见综合卷。

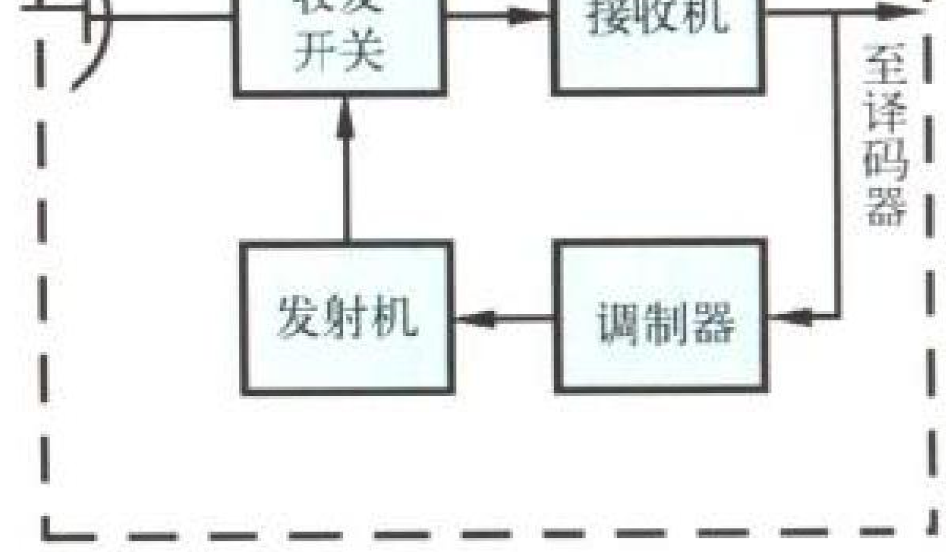
yingjiu xieding

《营救协定》 rescue agreement　国际空间法之一，全称为《营救宇宙航行员、送回宇宙航行员和归还发射到外层空间的物体的协定》，1967 年 12 月 19 日联大通过，1968 年 4 月 22 日开放供签署，1968 年 12 月 3 日生效。主要内容：(1) 凡获悉或发现宇航员发生意外、遇险或紧急降落时，应立即通知发射当局和联合国秘书长；立即采取一切可能的措施营救宇航员，向其提供一切必要的帮助；将被救的宇航员安全迅速地交给发射当局的代表；(2) 凡获悉或发现空间物体或其组成部分返回地球，应通知发射当局和联合国秘书长；根据发射当局的请求，寻获该空间物体或其组成部分，并应在发射当局的请求下归还给发射当局的代表；(3) 如发现或寻获的空间物体或其组成部分具有危险和有害性质时，发现当局应立即采取有效措施，消除可能的危险；(4) 履行寻获和归还空间物体或其组成部分义务所花费的费用，应由发射当局支付。

（撰写：朱毅麟　审订：侯深渊）

yingdaji

应答机 transponder　是一种能够转发制导、测量或雷达所需信号的无线电设备。在导弹指令制导系统中，应答机由收发天线、接收机、发射机及应答脉冲调制器组成，如图所示。其中，接收天线和接收机与指令译码系统共用。应答机中接收机的灵敏



应答机组成图

度指标主要取决于制导系统的指令传输距离，而应答发射功率则主要取决于应答跟踪距离。应答机在与地面制导雷达联用时，它接收雷达发出的询问信号并形成和转发相干的或非相干的应答信号，以提供导弹的距离、角度和速度信息。由于应答机是地面制导雷达的合作目标，因此其技术参数与地面制导雷达是匹配的，可大大改善信噪比和提高作用距离。应答机具有回波增强器和导弹识别器两种功能，可以提高制导雷达对导弹运动参数的测量精度和系统的抗干扰能力。同时，雷达—应答系统还广泛应用于空中交通管制、导航、外弹道测量、卫星测轨、飞船交会对接等。

（撰写：吴佩伦　审订：郝祖全）

yingji fashe

应急发射　emergency launch　又称降条件发射。导弹武器系统个别部位失效，发射条件不能完全满足时，用以维持最低战斗力的后备发射手段。例如，当地面雷达受损，"雷达精确跟踪目标"的发射条件不能满足时，可以利用警戒雷达或其他途径获取的目标信息，采用半自动甚至手动方式装定射击诸元的方法实施发射。其命中概率虽然比正常发射时低很多，但武器系统毕竟没有完全丧失战斗力。

（撰写：韩九如　审订：张福全）

yingji fanying he zaihai jiuzhu

应急反应和灾害救助　emergency response and disaster relief　在重大灾害发生时，利用卫星及其他手段进行灾情预测和评估分析，制定紧急救助方案，为决策提供依据。应急反应和灾害救助系统涉及到多种卫星信息及其常规手段的综合利用。该系统应具有如下能力：对灾害进行全天时、全天候动态监测；对灾情进行预测和评估分析；综合常规灾害信息，制定紧急救助方案；实时通讯和实施指挥控制。

（撰写：赵　卫　审订：柳东升）

yingji fanhui

应急返回　emergency return　载人飞船在轨运行时因出现不可修复的故障或因航天员健康原因将危及航天员生命安全时而实施的提前返回到设定的某应急着陆区的行动。应急返回视故障原因和程度设定为3种应急处理模式：一是等待返回模式，即在紧急情况允许飞船继续飞行10 h以上时，在国内设定的多个应急着陆区中选择较好的一个应急着陆区着陆；二是稍后返回模式，即在情况允许飞船可继续飞行6～10 h时，在围绕地球连续3圈的飞行过程中，在可选择的设定的应急着陆区中选定一条件较好的区域着陆；三是立即返回模式，即当紧急情况下必须在6 h以内返回地面时，可以选定离出事点最近的在地面设定的某应急着陆区着陆。后两种模式很有可能是返回到设定的国外应急着陆区内，需要国际救援。

（撰写：张　健　审订：常际军）

yingji gongyang xitong

应急供氧系统　emergency oxygen supply system　载人航天器异常情况下使用的供氧设备。载人航天器上的应急供氧设备有个人应急供氧装置和乘员舱应急供氧设备两种。"阿波罗"飞船指令舱内设置有3个氧气面罩，面罩为全面式并带有固定绑带；氧气由应急氧气瓶和舱压恢复系统经过柔性导管供给，供氧压力为687.1 kPa；供氧面罩带有供氧调节器，供氧为需求式(肺式)输出。航天员也可以使用舱内航天服系统与舱内污染的大气隔离。"阿波罗"飞船的压力应急方案是根据统计学资料，设想飞船被击穿1个12.7 cm的孔时，应急供氧系统可提供在5 min内维持舱压在24.1 kPa以上的大流量，以补充舱内氧气泄漏。航天飞机等大型的载人航天器由于结构强度大，舱体设计安全系数高等因素，已不再考虑舱壁被击穿的事件发生。由于设有出舱过渡舱，也不考虑乘员舱泄压和复压的可能性，仅考虑舱内大气和着陆时周围环境被污染时使用携带式供氧装置救生。使用弹射座椅救生时，也需佩戴供氧装置及加压服，以防护高空的低压缺氧。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

yingji huishou

应急回收　emergency recovery　又称应急着陆。在载人航天器出现可能导致航天员伤亡的意外情况下航天员乘应急救生装置应急返回并着陆回收的过程。应急回收是载人航天所必须考虑的一个重要方面，并须采取相应的技术措施和设置相应的装置保证回收的安全可靠。

（撰写：李惠康　审订：李大耀）

yingji jiusheng xunlian

应急救生训练　emergency survival training　模拟载人航天器在不同飞行阶段(发射上升段、轨道飞行段)出现意外事故及时返回地面时，在各种自然地理环境条件下(如沙漠、高山、水面、热带丛林或寒带地区等)利用现有装备条件和当地地理资源进行自救、求救程序与技术的练习。应急救生训练的目的是锻炼和提高航天员在不同地理条件下的生存能力。训练的内容包括：(1) 生存营救知识，了解危及野外生存的因素，掌握野外生存的要领和求救联络与营救方法；(2) 熟练掌握求救联络物品、生存物品和防御武器的使用方法与技能；(3) 不同地理环境条件下生存模拟训练；(4) 野外搜索营救训练，在野外真实条件下进行陆、海、空协同演练。训练实施一般分理论教育、分项训练、协同训练和综合演练4个阶段。参见应急返回和应急着路陆区。

（撰写：闫晓霞　审订：魏金河）

yingji shengbao xitong

应急生保系统　emergency life support system　又称应急救生生保系统。主要用于舱内大气污染事件和舱外活动救援时，或者载人航天器返回着陆过程中周围环境污染时的航天员生命保障，此外还用于为航天员出舱活动脱氮进行预呼吸。应急生保系统主要包括带有视窗的氧气面罩、呼吸回路、热交换器、氧气瓶、二氧化碳吸收器和冷凝水收集器。该系统可以独立工作，也可与舱内供氧系统连接在一起工作。便携式供氧系统是在压力降低和出现污染的情况下使用的一种应急生保系统，它用需求式供氧装置来限制氧气溢出现象的发生，面罩内设有通话装置；一次充氧可使用3 h，正常供氧和应急供氧都可随处游动；舱外活动救援时，系统可独立供氧1 h，内部氧源用完时可以充氧。便携式系统从舱内氧源供氧是通过快速断接器的柔性导管进行的。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

yingji touqi

应急投弃　emergency jettison　当导弹或发射平台发生故障且导弹危及发射平台安全时，用以将该导弹强制抛离发射平台的操作过程。例如，当导弹被敌炮火损伤，氧化剂、燃料

泄漏，甚至有爆炸危险时；哑弹影响后续导弹正常发射时；导弹危及载机安全着陆时，都需要实施应急投弃。常见的应急投弃方式有：用导弹外的专用应急投弃机构实施投弃，如美国的MK13-4舰空导弹发射装置；利用导弹自身的助推器实施投弃，如前苏联的“冥河”导弹艇发射装置；某些机载发射装置随导弹一起投弃。与正常发射相反，在应急投弃时，整个导弹处于完全断电状态，不需满足任何发射条件，以保证其战斗部绝不会引爆，尽快投弃导弹。除飞离发射平台这一点外，“应急投弃”与“发射”没有任何共同之处。

（撰写：韩九如　审订：张福全）

yingji weizhi zhishi wuxiandian xinbiao

应急位置指示无线电信标　emergent position indicating radio beacon (EPIRB)　报告遇难海船、紧急着陆飞机和返回式航天器位置和发出求救信号的无线电设备。返回式卫星的回收舱或载人航天中天地往返运输器（如飞船）的返回舱在再入大气层着陆时，由于其落点具有较大的随机性，为防止落点偏差过大或出现意外的紧急降落，回收舱和返回舱中安装了短波、甚高频或超高频设备，着陆后它不断播发呼救信号。国际上规定采用127.5 MHz、243 MHz和406 MHz作为信标机用频率。参见卫星紧急无线电示位标。

（撰写：姜　昌　审订：范士明）

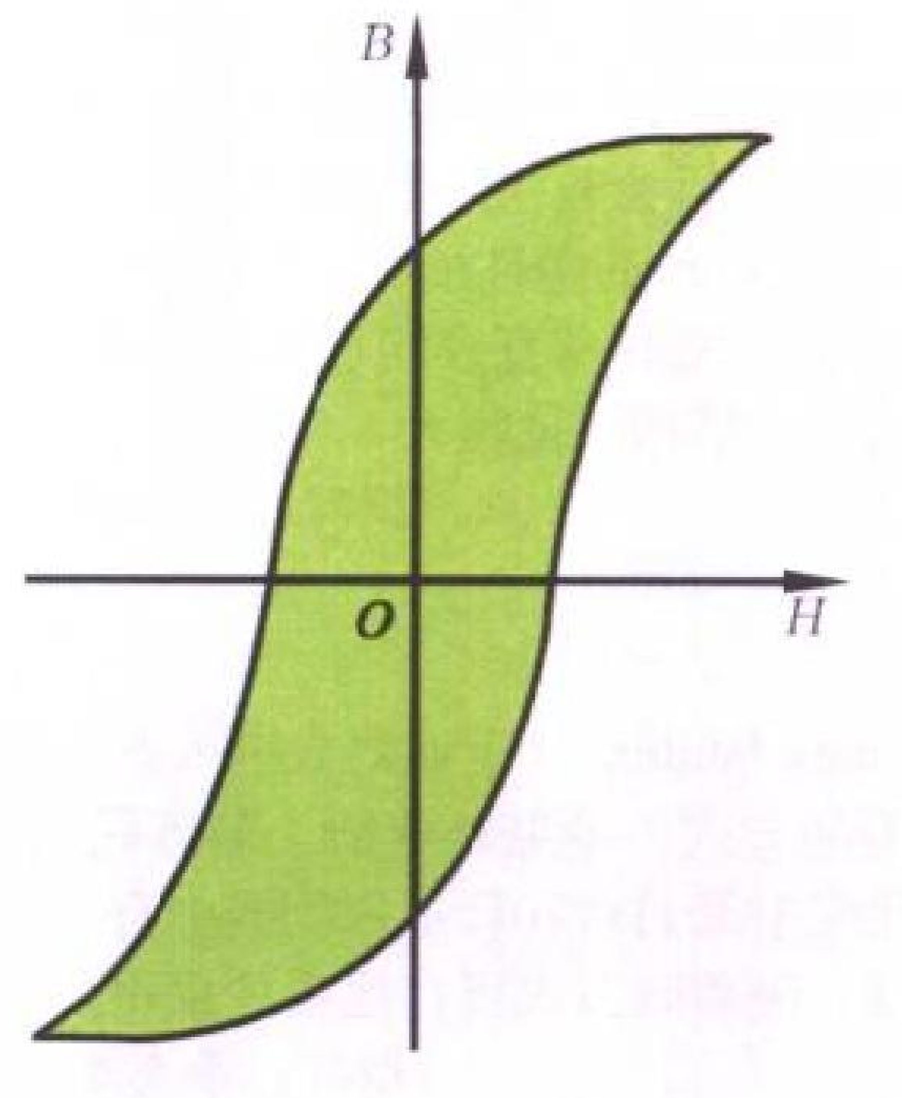
yingji zhuoluqu

应急着陆区　emergency landing zone　在出现危及航天员生命安全的异常情况下，载人飞船返回舱应急返回地面的着陆区域。应急着陆区包括发射台应急救生着陆区、上升段（也称发射段）应急救生着陆区、运行段应急返回着陆区和返回段应急返回着陆区。发射台应急救生着陆区一般为距发射台一定距离范围、射向左右两侧一定方位内的扇环地面区域，主要使用车辆完成航天员救援工作。上升段应急救生着陆区为纵向沿发射轨道地面航迹、横向取一定宽度的区域。其中，大气层内飞行应急救生由于采用逃逸飞行器、随机着陆方式，故应急着陆区内应以运载火箭飞行特征点故障救生为主、兼顾全弹道故障救生的原则，设置相应地面搜救点，布置救援直升机或飞机，并划分各搜救点兼顾搜救的责任区；大气层外飞行应急救生可利用飞船动力和返回舱升力控制能力选区着陆，一般可分割为若干长度不同的应急着陆区，主要用搜救直升机或飞机搜救，如有的区域在海上，则应布置打捞救生船进行搜救。飞船运行段出现故障概率最小，出现故障后一般还允许有一定的在轨等待时间供选择返回时机，故通常是在轨道地面航迹比较集中的一些区域，选择适当数量的较平坦地区作为应急返回着陆区。区内一般不设救援设施，可依靠国际救援，或进行机动的空降救援。飞船正常返回制动后实施升力控制方式返回期间，当制导—导航控制系统出现故障，飞船返回舱自主转换成弹道式方式返回的着陆区称为返回段应急返回着陆区，其横向具有一定宽度，纵向为升力控制起始时刻，转换成弹道式返回的着陆点，一直延伸至正常瞄准着陆点，并考虑散布误差。

（撰写：夏南银　审订：刘志逵）

yingci hejin

硬磁合金　hard magnetic alloy　又称永磁合金，矫顽力Hc大于40 kA/m具有永久磁性的合金材料。表征硬磁合金性能的主要参数是剩余磁感应强度Br、矫顽力Hc和最大磁能积



硬磁合金的磁滞回线

$(HB)_{max}$，三者越高，硬磁合金性能越好。硬磁合金大致可分为：(1) 可变形硬磁合金，包括含碳的磁钢、Fe-Cr-Co系、Fe-Co-V系、Pt-Co系合金等；(2) 铸造硬磁合金，主要是铸造的Fe-Ni-Al和Fe-Ni-Al-Co系合金；(3) 稀土硬磁合金，包括稀土钴和稀土铁系金属间化合物，在各类硬磁合金中性能最佳；(4) 硬磁铁氧体，包括钡铁氧体、锶铁氧体和锶钡铁氧体，在各类硬磁合金中价格最低，用量最大，但温度稳定性较差；(5) 粘结磁体，是以硬磁合金粉末为原料并与胶粘剂混合，通过压制或注射成型制成的复合磁体，特点是易于制成形状复杂、尺寸精度高的磁体。硬磁合金广泛用于机电设备、电子装置、仪器仪表、医疗设备和音响器件中。

（撰写：仝爱莲　审订：韩鸿硕）

yingkeshi cangduan

硬壳式舱段　monocoque section　由蒙皮和隔框连接而成的薄壁结构段。这种结构的特点是：没有纵向加强元件，整个舱段仅由蒙皮和隔框组成。蒙皮是主要承力构件，它能承受轴向力、剪力、弯矩和扭矩。这种舱段结构简单，装配工作量少，

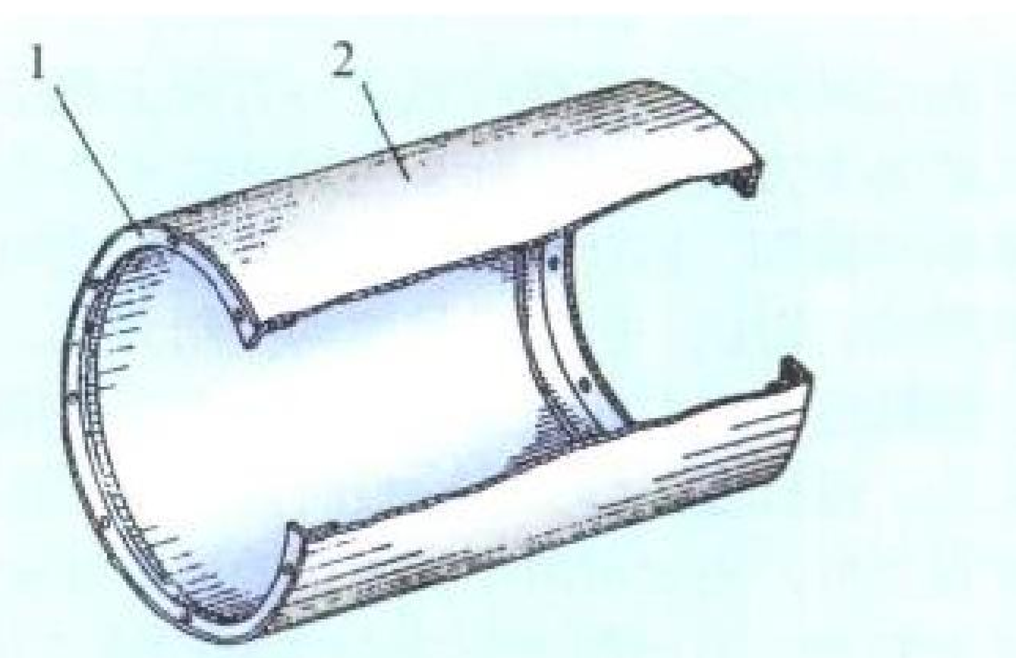


图1 硬壳式舱段
1—隔框；2—蒙皮

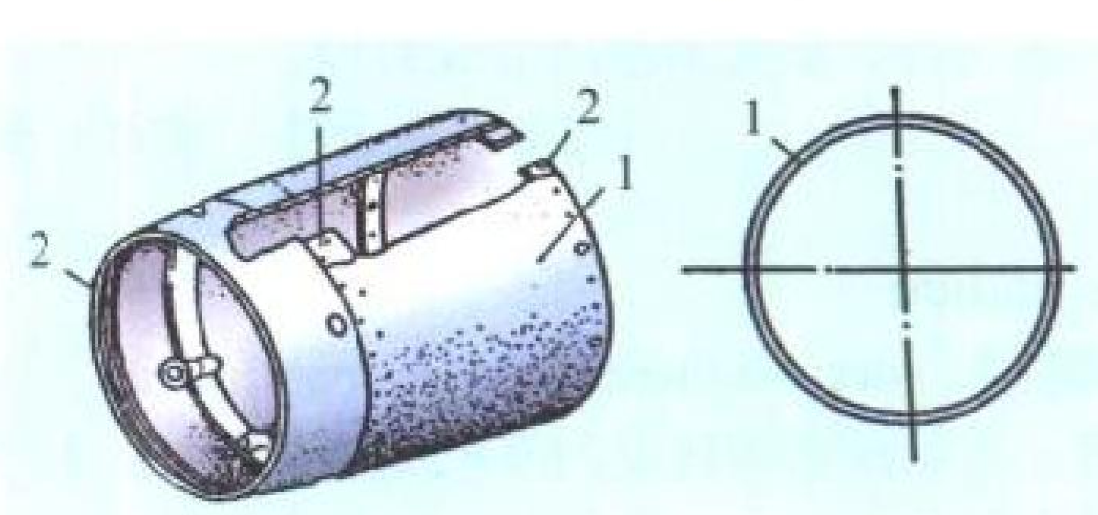


图2 硬壳式舱段轴侧视图
1—蒙皮；2—隔框

Y

气动外形好，容易保证舱段的密封，有效容积大。其缺点是承受纵向集中力的能力较弱。这种舱段不宜开舱口，若必须开口，一般应采用受力式口盖以补偿挖去的蒙皮。硬壳式结构适用于直径较小的弹身，因为圆柱形蒙皮的临界应力$\sigma_{cr}=0.3E\,\delta/D$。式中，$E$为蒙皮材料的弹性模量；$\delta$为蒙皮厚度；$D$为弹身直径。临界应力$\sigma_{cr}$随弹身直径的加大而降低，直径越大，材料的利用率越低，结构重量越大。

（撰写：李正顺　审订：刘庆楣）

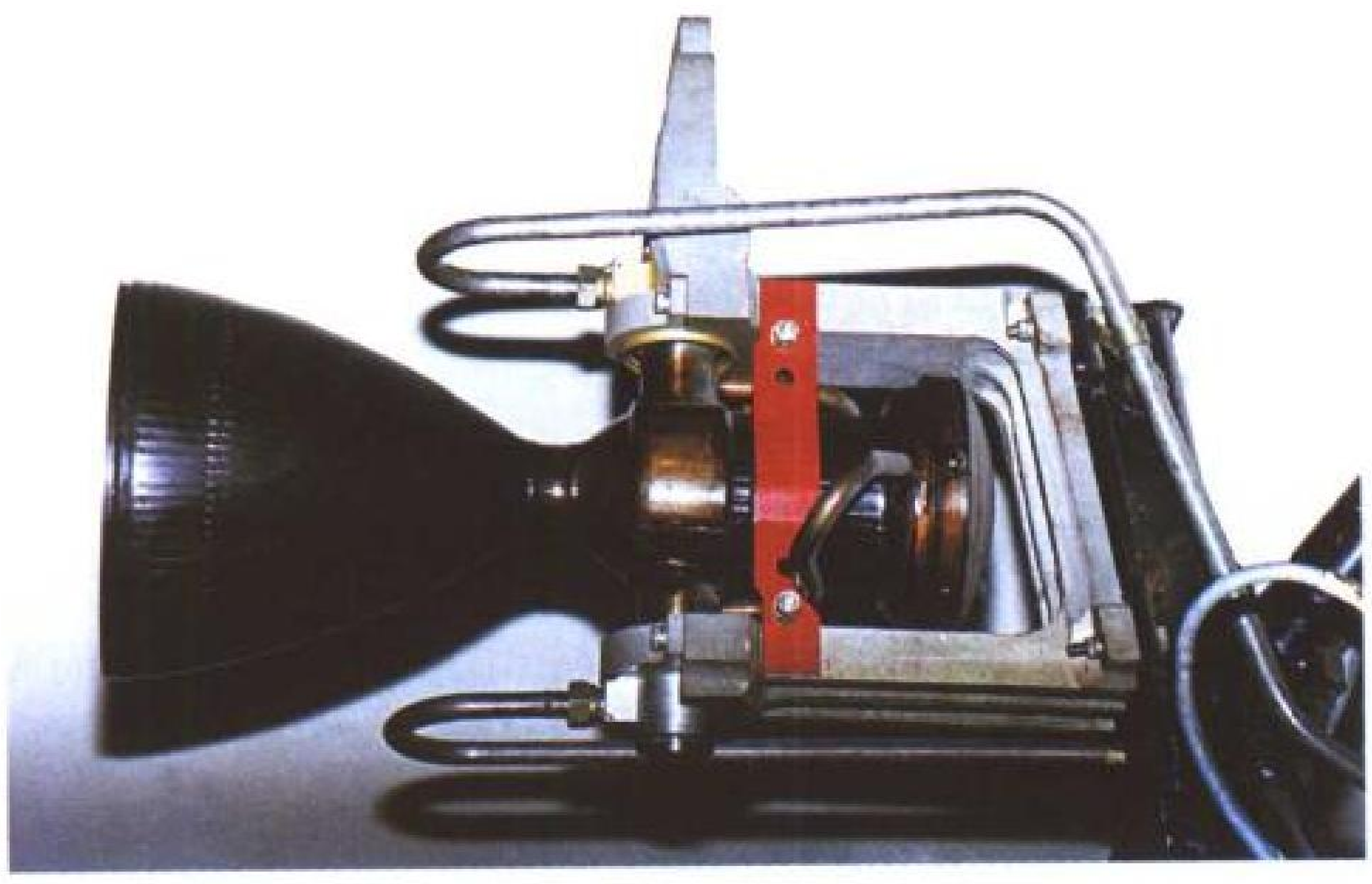
yingzhuolu

硬着陆　hard landing　返回器或进入器未经专门减速而直接撞地的着陆方式，参见*软着陆*。前苏联和美国于20世纪60～70年代发射的月球和行星探测器中有一些在这些星球表面上硬着陆。硬着陆方式现在已很少采用。

（撰写：李惠康　审订：李大耀）

youdong fadongji

游动发动机　vernier engine　简称游机。用于导弹和运载火箭推力矢量控制和末速修正的、推力较小而摆角较大的液体火箭发动机。游机可以有自己单独的推进剂供应系统，也可以与主发动机共用推进剂供应系统。游机推力室一般成对



游动发动机

安装在主发动机外侧，可绕转轴在一方向上摆动或安装在万向支架上沿各个方向摆动。如果主发动机本身不摆动，游机要为火箭提供俯仰、偏航和滚动3个方向的控制力矩；如果主发动机摆动，游机一般仅提供滚动控制力矩。除推力矢量控制外，游机还可用来修正火箭末速。在这种情况下，主发动机关机后，游机要继续工作一段时间，待火箭达到预定飞行速度时再关机，由此可减小推力后效冲量及其偏差，使关机点速度更精确，从而提高导弹命中精度或卫星入轨精度。具有单独的推进剂供应系统的游机，在主发动机关机后，可以作为辅助推进系统工作相当长的时间，使运载火箭或导弹按有利的弹道飞行，增大运载能力或射程。

（撰写：马金涛　审订：朱森元）

youji gere cailiao

有机隔热材料　organo-thermal insulation material　又称有机绝热材料。可阻滞热流传递的有机高分子材料。航天器经历的热环境主要有两类，一类是航天器在大气层中高速飞行时气动加热造成的热环境，另一类是火箭发动机工作时所造成的热环境。直接抵抗这些热环境的是在飞行器最外层的防热材料，它们耗散了绝大部分热量，剩余的热量就需利用具有高热阻性能，质量又很轻的隔热材料来阻滞，以确保内部结构不致过热。隔热材料的使用效率受多种因素的影响，在工程上常以导温系数α来表征隔热材料的性能

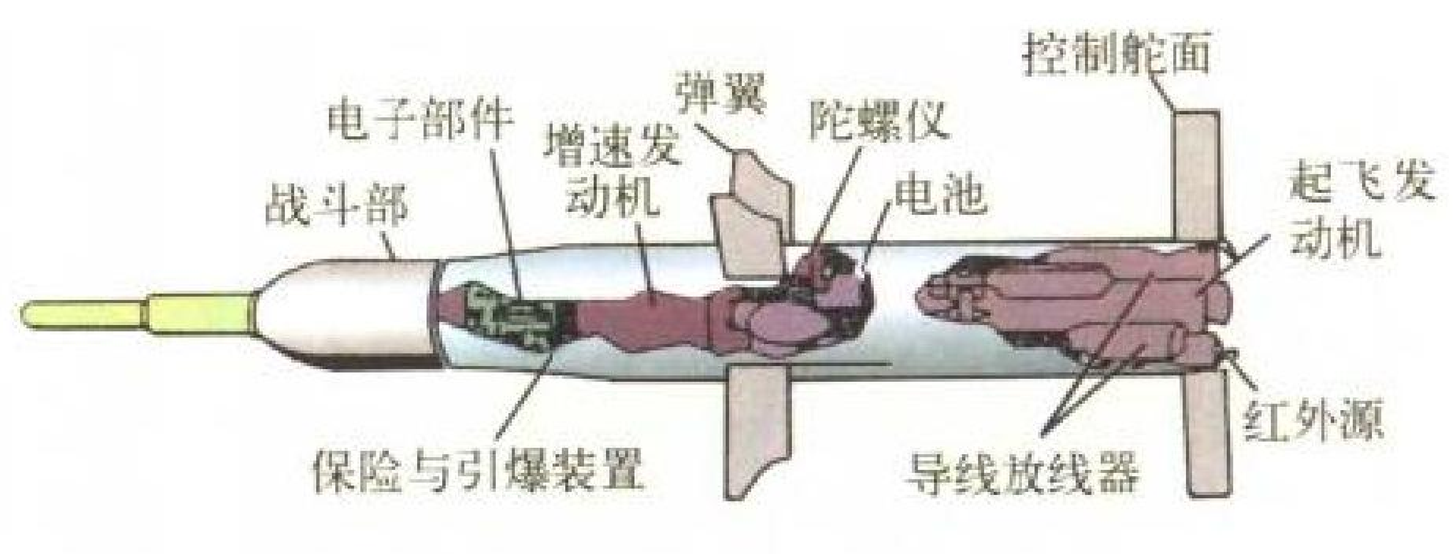
$$\alpha=k/(c\cdot\rho)$$

式中 k为热导率；c为比热容；ρ为密度。为使α降低，就需降低k或提高ρ，但ρ的提高又违背航天材料轻质的原则。因此特以ρk乘积作为评价航天隔热材料效率的参量，称为ρk值。ρk值愈低，隔热效率愈高。酚醛泡沫塑料是一种优良的耐温有机隔热材料，但其发泡工艺一般只适宜于小部件或大平板的生产，使其应用受到限制。聚氨酯泡沫塑料工艺性好，能自粘，而且选用不同的原料和配方可制成不同性质和用途的隔热材料，亦可制成夹层型或增强型泡沫塑料，作为隔热材料已广泛应用于各类航天器。

（撰写：赵云峰　审订：巫世杰）

youxian zhidao daodan

有线制导导弹　wire guided missile　用目视或光学瞄准和跟踪及三点导引法，靠导线传输控制信号和指令的导弹。它



典型有线制导反坦克导弹结构示意图

用目视或红外测角仪跟踪目标。当导弹偏离瞄准线时，射手操纵控制盒，给出能反映偏量大小和方向的控制指令，经导线传输给导弹，由弹上控制机构控制导弹修正弹道偏差，直到击中目标。其优点是结构简单，抗干扰能力强，造价较低，利于大量部署；缺点是受导线长度和重量的限制，射程较短，且易受地形地貌等自然条件影响。只有反坦克导弹和少量直升机载空地和空舰导弹使用这种制导系统。

（撰写：毕士冠　审订：杨宝奎）

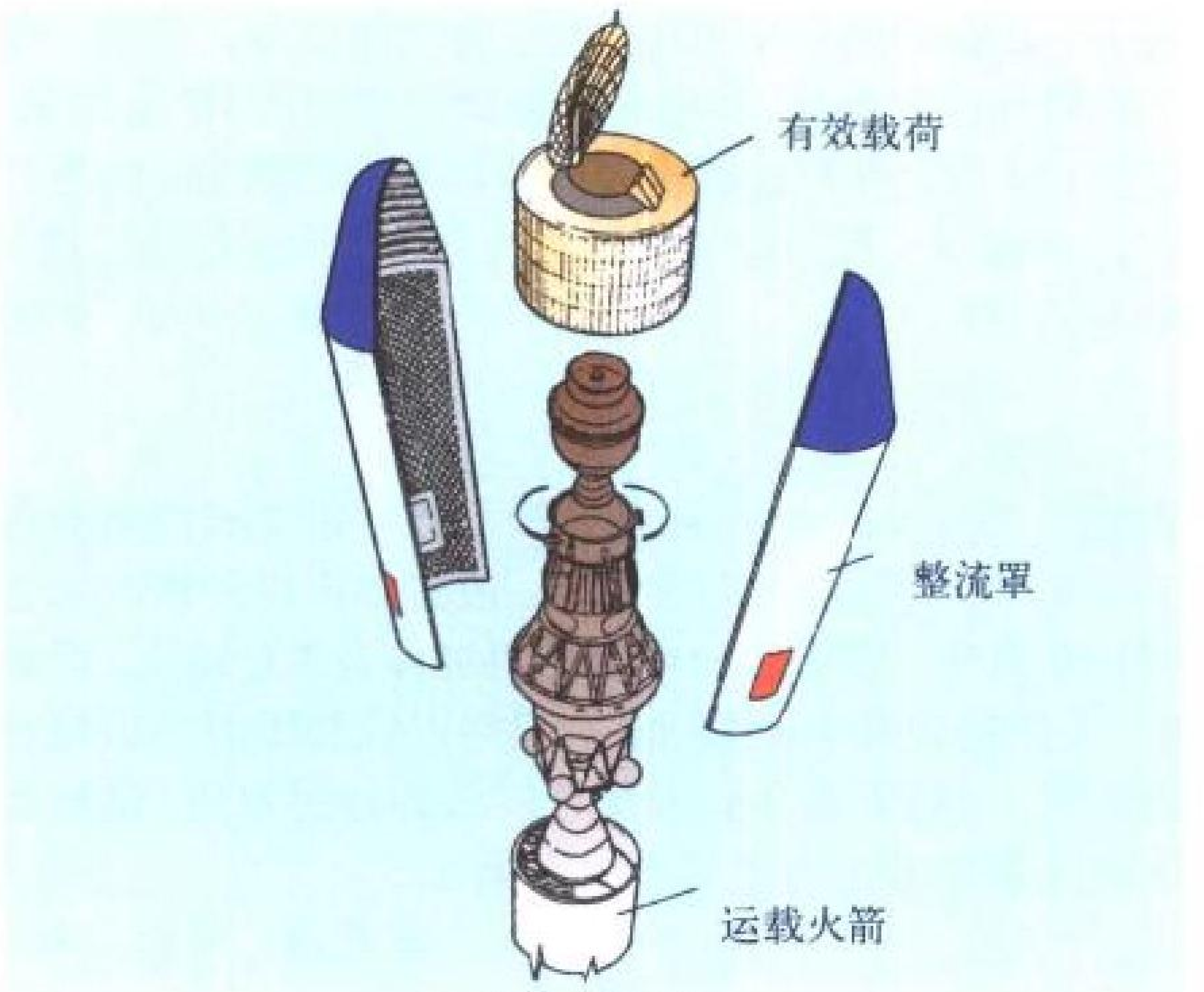
youxiao zaihe cang

有效载荷舱　payload capsule　安置航天器有效载荷系统仪器、设备的一个独立的航天器舱。典型的航天器由不同功能的若干分系统组成，这些分系统可以分为有效载荷系统和服务（保障）系统两大类。在航天技术发展的过程中，经过多年的航天器研制，为加快研制进度、节省研制经费，将有效载荷与服务（保障系统）分成两个单独的航天器舱。经过适量的修改就可用于不同有效载荷的航天器舱就是有效载荷舱。目前的航天器，一般都分成有效载荷舱和公用舱两部分，或有效载荷舱、服务舱和推进舱3部分，服务舱和推进舱也可称为公用平台。

（撰写：吴开林　审订：常际军）

youxiao zaihe zhengliuzhao

有效载荷整流罩　payload fairing　运载火箭上有效载荷的包封部件。它将有效载荷、仪器设备、甚至整个末级火箭都包封起来，以在大气层飞行段保护有效载荷免受气动加载和气动加热的影响。火箭飞出稠密大气层后，整流罩借助抛罩机构脱离火箭抛掉。整流罩通常由球形端头帽、圆锥壳、圆



有效载荷整流罩

筒壳3段组成。整流罩的外形随有效载荷的大小、形状和气动特性而定，一般采用锥—柱或锥—柱—锥型壳式结构。整流罩直径一般等于相邻火箭的直径，在有效载荷尺寸较大时也可大于相邻火箭直径，形成所谓"纺锤形"整流罩。为了承受气动加热，端头帽一般用玻璃钢制作。采用侧抛分离方案时，整流罩做成两个半罩，沿纵向通过连接—分离组件（如爆炸螺栓和导爆索等）连接成整体，并用下端面与火箭壳体沿周向连接。抛罩的能源，除导爆索的火药外，常用的还有火药作动筒和弹簧等。参见整流罩分离装置。

（撰写：才满瑞　审订：朱维增）

youxiao zaihe zhengliuzhao chuizhi fengzhuang shebei

有效载荷／整流罩垂直封装设备 vertical packaging equipment for payload/fairing 已完成测试或燃料加注的有效载荷，在运载器接口上垂直安装、用整流罩予以保护和封闭以及装配整流罩内外部件所使用的专用设备的总称。根据卫星、飞船和其他航天器等有效载荷的封装特点和需求，以及垂直封装工作是在发射或测试工位进行，还是在厂房进行，封装设备的配置将有所不同。最简单的垂直封装设备由有效载荷吊具和整流罩吊具组成，可以在发射工位完成较简单的垂直封装任务。载人飞船／整流罩的垂直封装程序较复杂，要求较高，并需要在技术厂房进行，所采用的设备较多（参见飞船／整流罩垂直封装设备）。封装设备也可以在垂直状态下，按与封装相反的程序，用于完成有效载荷／整流罩的分解工作。

（撰写：张福全　审订：蔡连贵）

youxiao zaihe zhixiang kongzhi

有效载荷指向控制 pointing control of payload 在航天器姿态稳定的基础上，利用局部控制系统，获取并保持航天器上有效载荷对空间目标的精确指向的技术。例如，利用消旋控制系统使航天器通信天线指向地面预定覆盖区；利用天线指向控制系统使中继卫星单址天线指向用户航天器；利用伺服系统使气象卫星扫描辐射计或者天文卫星望远镜稳定对准观测目标。指向控制包括指向的捕获和跟踪。在指向捕获时，根据航天器的轨道、姿态计算出目标的方向，用程序控制的方式将有效载荷指向目标。指向跟踪时，常常利用有效载荷输出信息（如射频敏感器误差信号）中本身含有的指向信息，并且与航天器的姿态控制结合起来，组成复合控制系统，共同完成有效载荷的指向控制任务。

（撰写：王典军　审订：王存恩）

youxiao zaihe zhiliang

有效载荷质量 payload mass 为直接执行特定航天任务而配置的仪器、设备的质量（重量）。在进行航天器方案可行性论证和总体方案设计时，都要进行质量特性的设计和计算。根据航天任务的要求和采用的技术途径，确定航天器的总质量，然后将总质量进行分配，其中有一项就是有效载荷质量。在某种意义上说，一个航天器有效载荷的质量占航天器总质量的比例愈高，它的效益就愈高。例如，"东方红"3号卫星的有效载荷质量为175 kg，经过两次发射后技术上作了改进，使"东方红"3号卫星公用平台可以支持220～230 kg的有效载荷，因此就可增加转发器的数目，显然它的效费比会有明显的提高。目前，一般近地轨道卫星的有效载荷质量占卫星总质量的30%以上。提高有效载荷质量与卫星总质量的比，是卫星设计的主要努力方向之一。

（撰写：吴开林　审订：常际军）

youxiao zaihe zhuangpei ceshi changfang

有效载荷装配测试厂房 payload assembly and test building 发射场技术区内完成有效载荷单元测试、分系统组装和测试以及总装和测试的建筑物。该厂房主要由总装测试大厅以及若干单元测试间组成。总装测试大厅内设防爆双钩桥式吊车、有效载荷测试用气源和电源及工作台、梯，以完成有效载荷的总装和测试。大厅及加注间内采取电气防爆措施。单元测试间分别完成制导、导航、控制、测控通信、热控和电源等测试。厂房内还设有空调、净化、防雷、防静电、消防及通信等设施和设备。

（撰写：李玉祥　审订：周载学）

youdao huanjing

诱导环境 induced environment 由于航天器的发射、运行以及其他人为活动引起的环境。包括航天器表面吸附气体的释放，被抛弃的航天器零部件，航天器发射、姿态控制和变轨时火箭的排放物，空间主动实验时人为释放的物质，停止工作的航天器及其碎裂部分，航天器发出的强电磁辐射等形成的新的环境状态。此外还包括在地面进行的有目的地改变空间环境状态，如大功率雷达对高层大气的加热和电离，以形成人工电离层。由于诱导环境破坏了天然空间环境状态，又称为空间环境污染，是为保证航天器或飞行器正常运行必须关注的一种环境。对诱导环境重要性的认识和有关的研究工作正日益得到加强。

（撰写：古士芬　审订：都亨）

you'er

诱饵 decoy 用于欺骗或诱惑敌方跟踪器，使其偏离真目标的各类假目标。诱饵的目标特性，特别是光电特性必须与真目标相拟。不同的突防高度采用不同的诱饵装置。它们可以安放在平台上，也可以投掷到平台之外。诱饵可以是无源的，也可以是有源的。用于中远程弹道导弹突防的诱饵多数为无源诱饵，主要有轻诱饵、重诱饵、反图像识别诱饵等。诱饵主要用于掩护真目标突防，以降低敌方防御系统的目标识别、跟踪和杀伤的有效性。大量诱饵可使防御系统饱和，或延迟对目标的截获时间，达到保护真目标的目的。

（撰写：向家武　审订：朱志浩）

yuhang biaozhun

宇航标准 aerospace standard 宇航标准是一个国家或地

区的宇航管理部门或组织为满足本国（地区）宇航管理和科研生产需要而制订并发布的一系列文件、程序、要求、规范、手册、标准和合格产品目录／合格制造商目录。世界上最重要的、影响最大的宇航标准是美国的NASA标准。它是美国国家航空航天局（NASA）总部及其所属的13个研究机构制订并且发布的标准。NASA标准分5类：(1) 产品标准；(2) 产品保证标准；(3) 工程设计与方法标准；(4) 工艺标准；(5) 管理标准。俄罗斯宇航标准全面、系统而细致。它分4类：(1) 基本型标准；(2) 产品标准；(3) 生产工艺标准；(4) 检验方法（试验、测量、分析）标准。此外，欧洲空间局（ESA）吸收了美国NASA和MIL-STD的部分标准，制订并发布了本地区的宇航标准—— ESA标准。美国有的军用标准和合格产品目录／合格制造商目录在微电路质量等级划分中专门设有宇航级。它是最高的质量等级。这个等级的产品主要供宇航系统使用，对半导体集成电路称为S级。混合集成电路称为K级。它们的工作温度范围为 −55～+125 ℃。

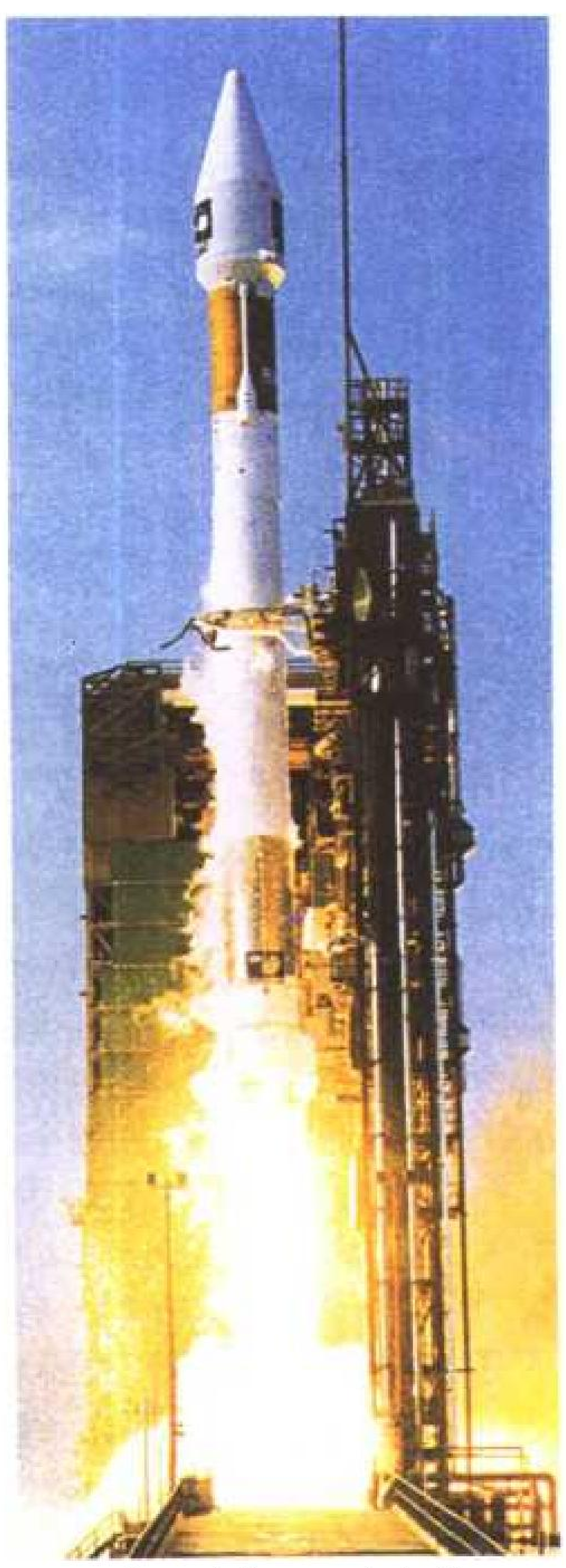
（撰写：苗保堂　审订：刘佑宝）

yuzhou hangxing

宇宙航行　spaceflight　见航天。

yuzhoushen xilie yunzai huojian

“宇宙神”系列运载火箭　Atlas series launch vehicle　是美国的系列运载火箭。该系列于1958年12月18日首次发射，曾经发射过世界上第一颗通信卫星、美国第一艘载人飞船和多种空间探测器。迄今为止该系列共发展了17种型号，正在使用的主要是“宇宙神”2A、“宇宙神”2AS和最新研制的“宇宙神”3，正在研制的是具有多种配置的“宇宙神”5子系列。“宇宙神”系列运载火箭在卡纳维拉尔角和范登堡空军基地发射。“宇宙神”3之前的各型“宇宙神”运载火箭采用由助推发动机和续航发动机两部分组成的MA系列液氧／煤油发动机，配备不同的上面级或不配上面级。“宇宙神”2AS采用“半人马座”低温上面级，并捆绑4台固体助推器，地球同步转移轨道运载能力为3.7 t。“宇宙神”3是向“宇宙神”5过渡的一个子系列，分为3A型和3B型，地球同步转移轨道运载能力分别为4.1 t和4.5 t。“宇宙神”3A于2000年5月24日成功地进行了首次发射。“宇宙神”3的最大特点是采用了俄罗斯设计的新型RD-180大推力液氧／煤油发动机。这种发动机还将用在“宇宙神”5的各个型号上。研制中的“宇宙神”5分为多种型号，在第一级采用了通用模块化设计，其中的重型火箭使用了3个通用模块，可以把13 t多的有效载荷送入地球同步转移轨道。截至2000年底，“宇宙神”系列运载火箭已发射312次，失败35次，成功率为88.8%。



“宇宙神”3运载火箭

（撰写：孙广勃　审订：李双庆）

yuzhouxian

宇宙线　cosmic ray　来自地球之外宇宙空间的高能带电粒子和光子。它包括太阳宇宙线、银河宇宙线和银河系之外的河外宇宙线。宇宙线的观测与研究涉及3大领域，即高能物理、天体物理和空间物理。太阳宇宙线和银河宇宙线有较高的强度，对航天器和航天员有较强的辐射效应，是航天器设计时应着重考虑的空间环境因素之一。

（撰写：韩建伟　审订：都　亨）

yuzhouxian bao

宇宙线暴　Forbush decrease　又称福布什下降。在太阳活动之后，发生在全球范围内宇宙线强度下降现象。该现象最早由美国物理学家福布什于1938年发现。宇宙线暴下降的幅度从百分之几到百分之几十不等，它取决于观测点的高度、纬度及测量成分。宇宙线暴的机制目前不完全清楚，它与太阳活动和行星际扰动有密切关系，常出现在太阳耀斑之后2～3天，持续时间为几个小时到几天。

（撰写：叶宗海　审订：韩建伟　都　亨）

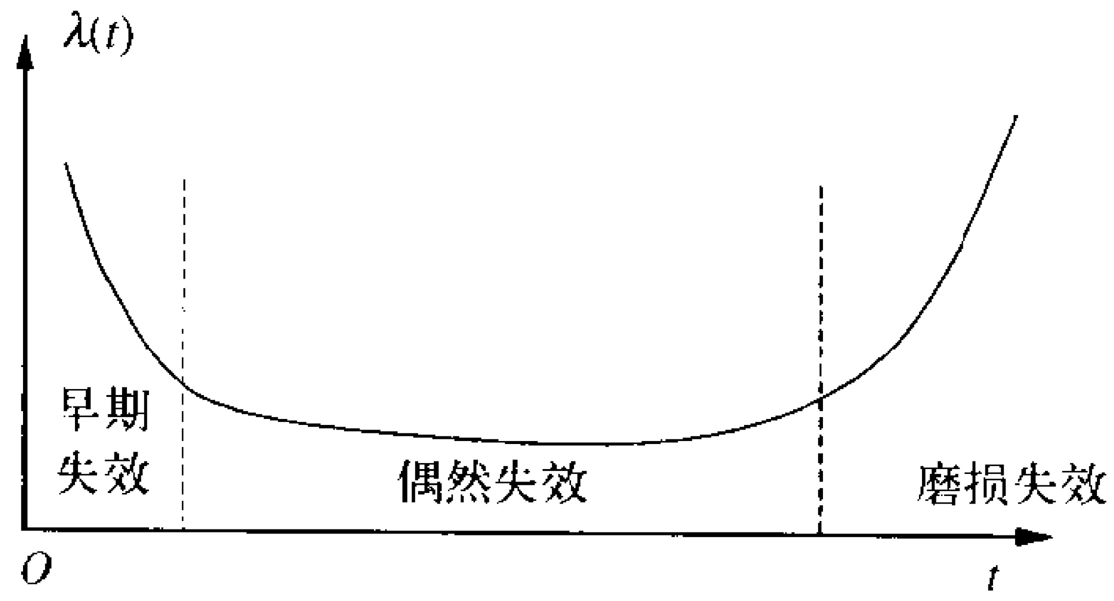
yuliu

羽流　plume　从火箭发动机喷管喷射出来的羽毛状的高速高温燃气流。火箭羽流是一种气体分子浓度大、电子密度和电子碰撞频率都很高的弱等离子体。它与雷达微波之间会发生相互作用，使微波信号功率大为降低，影响导弹的制导。对于卫星和空间站，由于其表面上有敏感的光学电子元件，当姿控或轨控发动机工作时，羽流有可能撞击表面板和仪表，造成粒子污染和表面及仪表的老化，从而对卫星和空间站的控制造成不良影响，严重影响它们的工作寿命。因此，研究火箭发动机羽流场的参数分布及其对卫星或空间站的各方面影响有非常重要的实际意义。由于真空环境很难进行实验模拟，因而真空羽流场的实验研究一直很难进行，仅有少数实验研究报导。20世纪80年代以来开始用数值模拟方法研究羽流，对大气层中羽流的研究已经取得了较大进展，但对超高空和真空羽流的数值模拟研究还有待完善。

（撰写：庄逢辰　审订：顾明初）

yupen quxian

浴盆曲线　bathtub curve　电子元器件和电子仪器的失效率 $\lambda(t)$ 和时间 t 的关系。如图所示其形状如同浴盆，因此称此类失效率曲线为浴盆曲线。该失效率曲线随时间的变化可明显分为3个阶段：(1) 早期失效：失效开始发生阶段，失效率随时间增加而迅速下降；(2) 偶然失效：在大部分工作时间内，失效率基本趋于一个稳定的状态，接近一个常数，其失效的发生具有随机性；(3) 磨损失效：电子元器件、材料的老化变质，丧失了应有的功能，失效率随时间增加而急剧上升，磨损失效出现在产品使用后期。早期失效往往是产品存在先天不足的缺陷所造成，在可靠性工程中常采用环境应力筛选的手段，剔除早期失效的产品，以提高可靠性。偶然失效阶段失效率稳定，是产品最良好的工作阶段。对于磨损失效，在



失效率 $\lambda(t)$ 曲线

可靠性工程中，往往采用预防性检修的方法，提前更换接近磨损期的产品，以延长产品的使用寿命。

（撰写：郑岩盈　审订：周东生）

yubaozhuang tuijinji

预包装推进剂　prepackaged propellant　产品出厂前预先封装在推进系统贮箱内，经较长时间贮存仍可正常使用的液体推进剂。相对于一般可贮存推进剂，它的安全性能、贮存性能和材料相容性都比较好。在火箭和导弹出厂前，它被加注到贮箱内密封保存，不需要任何外加能源即能保持液态。贮存期内它不会分解变质、产生沉淀或放出气体，与推进剂相接触的部件不会产生腐蚀，部件材料与推进剂不发生化学反应。预包装推进剂主要用于战术导弹。硝酸、偏二甲肼、胺肼和混胺都可作为预包装推进剂。

（撰写：蒋凤翥　审订：胡平信）

yuchou chanpin gaijin fangfa

预筹产品改进方法　pre-planned product improvement (P^3I) method　在新武器系统等新产品开始研制时，就预先筹划好将来如何对其改进及必须采取的技术措施。它是美国国防部1980年根据波音公司在设计“波音”系列客机中的应用效果，吸取了传统产品改进（PI）和计划产品改进（P^2I）优点的基础上，以采办政策的形式确定下来的一种新的武器设计思想和管理方法，旨在使新武器系统的作战性能、有效利用率和效费比在整个寿命期内，以渐进方式持续、可靠地提高。其特点是：(1) 改进产品性能的主要目的不是为了对付敌人现有的已知目标，而是为了对付其还处在研制之中或尚未公开的潜在目标。(2) 研制、采购计划与改进措施同步进行，亦即在制定研制和采购计划的同时，也预先筹划了武器研制出来以后的增效延寿措施；改进措施是整个武器系统发展计划不可缺少的一部分。(3) 时效性好，有备无患能力强。因为其改进措施和要求在威胁还没有来临或正式出现以前，就预先作了周密考虑，具有“防患于未然”的超前防范功能。

（撰写：毕士冠　审订：姚绍福）

yujing shijian

预警时间　early warning time　从预警探测设备向防御系统给出空中目标来袭信息的时刻算起到该空中目标到达预定点的时间间隔。空中目标可能是弹道式导弹或其弹头，也可能是空袭飞机或巡航导弹等。预警探测设备可能是地面预警雷达、同步轨道预警卫星或低轨道预警卫星等。目标到达预定点是指到达防御区的边界点。给出预警信息是为了使防御系统提前做好作战准备，及时进入一等战备状态，提供目标大致来袭方向，使防御系统中的作战雷达等设备的搜索扇面对准该方向。为了有效地防御作战，预警时间必须大于防御系统的准备时间。预警时间的长短与雷达等探测设备的作用距离、雷达所在地点相对导弹发射地点的位置、空中目标的射程和飞行速度有关，也和信息处理及信息传递时间有关。例如，在海湾战争中伊拉克发射的射程大约为600 km的“飞毛腿”战术弹道导弹总的飞行时间约为7 min，其主动段工作时间约50 s，美国的DPS同步轨道预警卫星探测到导弹发射，再通过通信卫星传给海湾地区的作战指挥中心给出警报时，离导弹落地预警时间不到2 min。对射程远的战略弹道导弹，由于其飞行时间较长，飞行高度高，卫星或者预警雷达能够给出的预警时间最大可达到30 min。

（撰写：张志鸿　审订：林玉琛）

yuling guanji

预令关机　pre-command shutdown　液体火箭发动机副系统关机。它是液体火箭发动机分级关机程序的一部分。预令关机时，根据火箭控制系统发出的关机指令，切断到燃气发生器的推进剂供应系统（副系统），燃气发生器停止产生燃气，使涡轮泵转速降下来，发动机推力则随之下降。在预令关机过后一段时间（如1 s），再发主令关机，关闭到推力室的推进剂供应系统（主系统），以便完全关闭发动机。这种分级关机方式一般用在大推力液体火箭发动机上。采用预令关机，逐步降低推力，可以改善发动机关机时的力学环境，同时减小后效冲量及其偏差，这有利于对火箭的控制。

（撰写：谢全根　审订：刘竹生）

yuranshi

预燃室　preburner　分级燃烧循环发动机中，使推进剂预先燃烧后产生涡轮工质的组件。它可以分为富氧化剂预燃室和富燃料预燃室。燃气温度的选定主要受下游组件材料许用温度限制，一般在700～1200 K。富氧化剂预燃室的推进剂流量大，作功能力强，可以选定较低的燃气温度，但燃气与室壁的相容性差，需用特殊选择的抗氧化性材料或增加表面抗氧化镀（涂）层。富燃料预燃室的燃气与室壁相容性好，可选定较高的燃气温度。预燃室中的推进剂混合比远离化学计算混合比，流强大，致使点火困难，因此在结构设计上常采用分区燃烧，设置高温燃烧区，保证点火可靠和燃烧稳定。预燃室由喷注器和燃烧室组成，使用非自燃推进剂的还需设点火装置。预燃室的工作压力高，流强大，产生的燃气在用于驱动涡轮后引入主燃烧室再次燃烧。

（撰写：宋连忠　审订：刘小渝）

yuxiyang paidan

预吸氧排氮　preoxygenation and denitrogenation　环境减压前通过预先吸入纯氧促使机体内氮气经过肺脏提前排到体外的过程。预吸氧排氮可使体内氮量减少，减压后达不到过饱和而形成气泡的程度，从而避免了减压病。预吸氧排氮对航天员到航天器外完成任务非常重要。出舱前航天员必须按规定程序预先吸纯氧排氮，可有效防止减压病造成的危害。目前出舱活动预吸氧排氮的方案主要有常压下吸纯氧和低压下吸纯氧。在较低舱压下停留较长时间也是出舱前的排氮方法之一。研究表明，吸纯氧排氮或较低压力下排氮后，体内氮含量均遵循指数规律衰减，其效果与不同组织的释放氮的效率有关。血液和血管丰富的组织，其氮较易排出；脂肪、关节、筋腱等含氮较多或血液供给较差的组织排氮较慢。如果舱外航天服的压力制度较低，需要更多的向外排氮。因此，预

吸氧排氮时间的长短应视具体情况而定。

（撰写：杨天德　审订：魏全河）

yuxian dingwei

遇险定位　positioning in danger　移动设施或人员遭遇各种危险、灾难、事故等紧急情况时，救援人员利用卫星等手段及时地搜索和确定事故发生的地点和遇险人员的位置的过程。遇险人员以不断发出的无线电求救信号来引导救援人员发现自己的位置。目前国际上通行的求救信号叫“May day”。“May day”在船只和飞机失事中有着广泛的应用。随着卫星和全球定位技术的发展，以卫星组网运行的卫星救援系统具有覆盖范围广、盲区少、响应速度快的特点，已成为遇险定位的重要手段。如：可利用极轨卫星作为救援信号的接收和转发工具，在地面配以信息接收站和指挥控制中心，根据接收信号的多普勒频移规律和卫星轨道位置确定信号发出的地点(相关的条目参见*卫星救援*)。由美国、前苏联等国联合创建的科斯帕斯—萨尔萨特系统是第一个利用卫星的国际搜索与救援计划。随着全球定位系统和新一代全球卫星通信系统的建立，将为遇险定位提供更精确、更迅速的技术手段。

（撰写：赵　卫　审订：范士明）

yuanziyang boshi

原子氧剥蚀　atomic oxygen erosion　航天器表面被高层大气中的原子氧所剥蚀的过程。在200～800 km这一空间环境区域中，中性大气的主要组分是原子氧，其通量为10^{19}个/$(m^2\cdot s)$，由于原子氧本身是一种强氧化剂，在该高度上航天器以7.8 km/s的速度运行，原子氧以超过5eV的能量(正好是同许多材料反应所需的能量)与之碰撞，在高通量和高能量下，表面材料会发生显著的物理和化学反应，其结果是导致表面材料的质量损失和物理与化学性质的改变。

（撰写：刘　静　审订：都　亨）

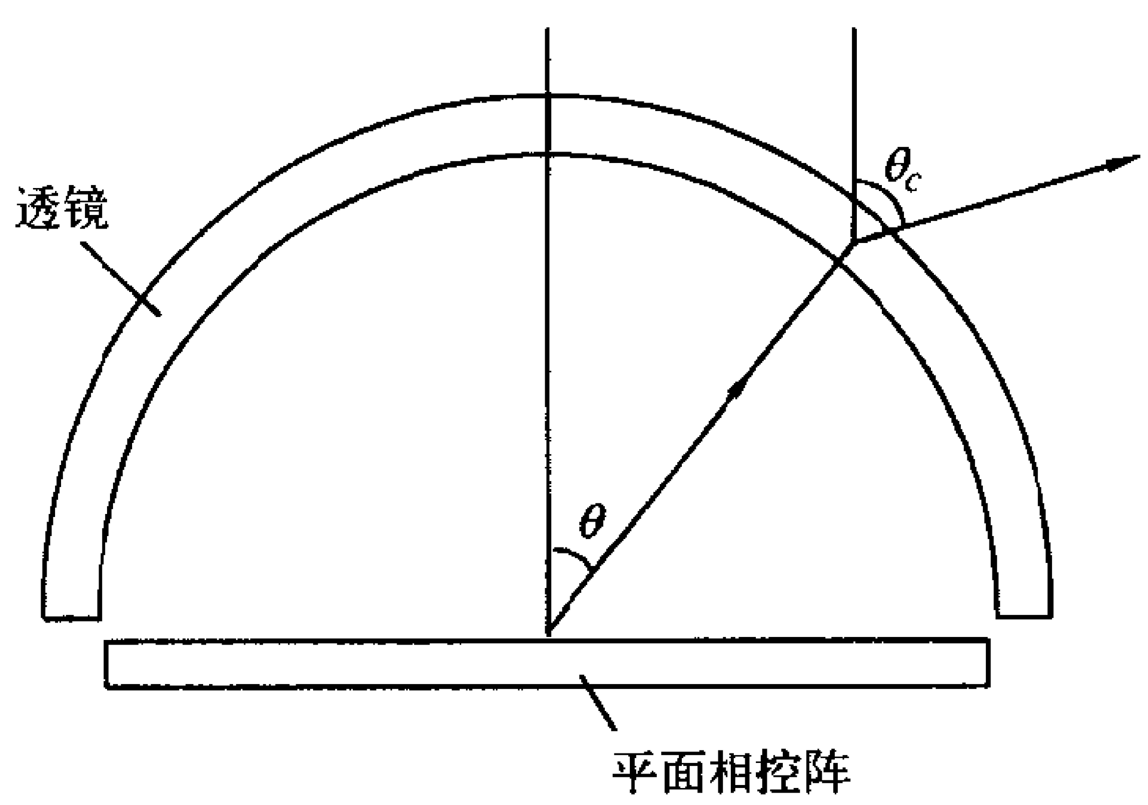
yuanziyang huanjing moni shiyan

原子氧环境模拟试验　atomic oxygen environment simulating test　模拟200～700 km轨道上原子氧环境与航天器表面材料及组件相互作用的地面试验。原子氧来源于太阳紫外线对轨道上残余大气中氧分子光致解离的结果，它与航天器的相对碰撞速度为8 km/s。通常原子氧环境地面模拟的方法有4种:(1)热等离子体法，采用高频放电产生氧等离子体，将试件浸于等离子体中进行试验。(2)定向等离子体法，高频或微波放电产生氧等离子体，在螺线管磁场约束下，等离子体中的带电粒子沿磁力线运动，定向碰撞在试件表面。(3)氧气解离喷管加速法，激光或高温直接将氧气解离为原子氧，通过超声速喷管等熵膨胀，将原子氧束流加速到8 km/s。(4)氧气电离电磁加速法，采用不同离子源技术产生高能氧离子束，通过质量分析、降能、中性化过程获得8 km/s中性原子氧束流。原子氧是一种强氧化剂，原子氧效应对航天器材料的影响主要表现为氧化、溅射、剥蚀和挖空，导致材料出现质量损失、厚度损失、热学性能改变、光学性能改变、机械性能改变、表面化学成分变化、表面形貌变化等。

（撰写：童靖宇　审订：黄本诚）

yuanding xiangkongzhen tianxian

圆顶相控阵天线　dome phased array antenna　外形像圆顶建筑物的一种天线。它可以使相控阵天线覆盖半球空域。这种天线不仅具有平面相控阵天线的波束快速电扫描功能，而且具有半球的覆盖空域，更好的增益扫描分布，更低的工程造价。圆顶相控阵天线的基本结构如图所示。它是在一个普通的平面相控阵上扣一个圆顶形的半球透镜，适当地选择透镜中的材料，使得来自平面相控阵的电磁波通过透镜后，传播方向发生变化，造成$\theta_c>\theta$，从而起到了扩大扫描角的作用。这种天线主要用于军用雷达中，进行半空域多目标搜索、跟踪和导航。



圆顶相控阵天线的基本结构

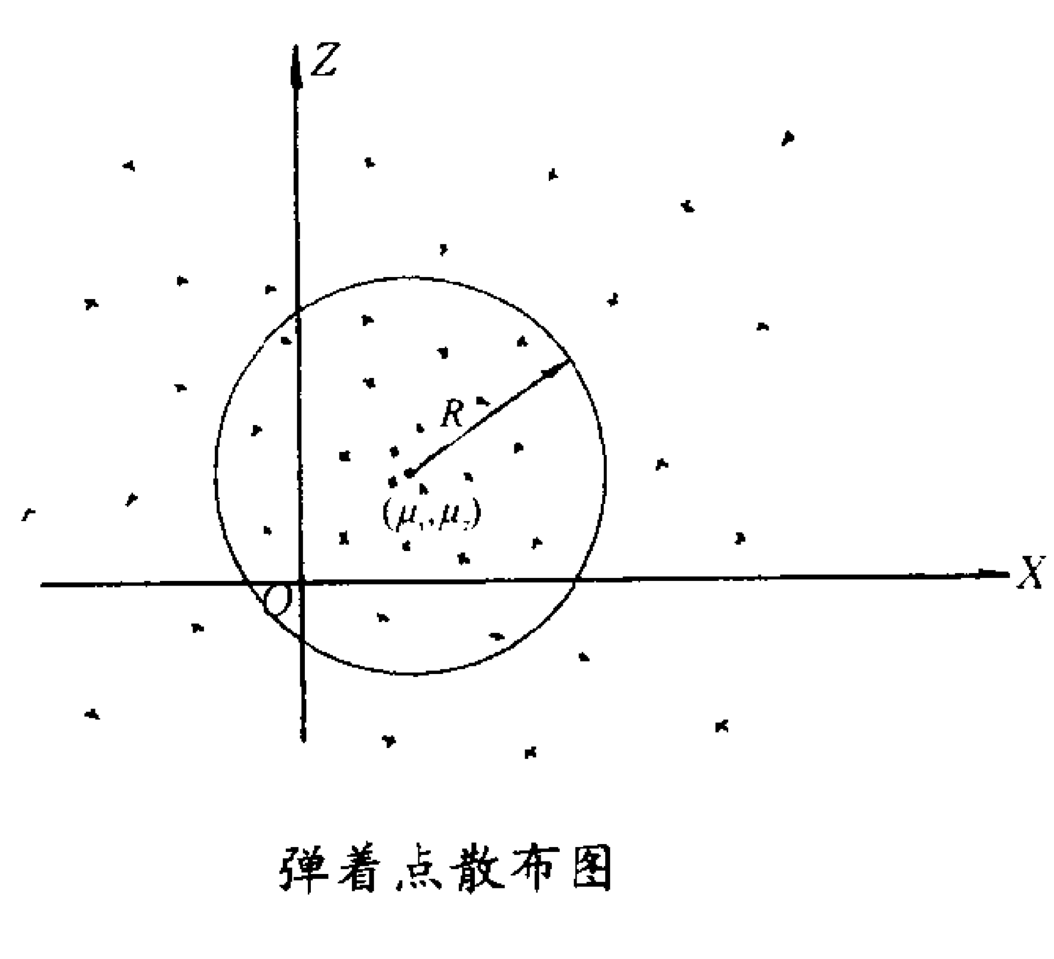
（撰写：谢胜斌　审订：匡　勇）

yuan gailü wucha

圆概率误差　circular error probable (CEP)　又称圆公算偏差。衡量弹着点散布度大小的指标。它是以散布中心为圆心，弹着点的命中概率为50%时的圆半径。对于打击固定目标(如地面目标等)的武器，弹着点的散布是围绕散布中心(μ_x，μ_z)的二维分布，在靠近散布中心处的弹着点较密集，而且弹首点呈现对称性，近似于服从正态分布(见图，R就是圆概率误差)。用公式表示时，当二维正态分布的概率密度函数的积分值为50%时，其积分限(R)就是圆概率误差

$$\frac{1}{12\pi\sigma_x\sigma_z\sqrt{1-\rho^2}}\iint_{x^2+z^2\leqslant R^2}\exp\left\{-\frac{1}{2(1-\rho^2)}\left[\frac{(x-\mu_x)^2}{\sigma_x^2}-\frac{2\rho(x-\mu_x)(z-\mu_z)}{\sigma_x\sigma_z}+\frac{(z-\mu_z)^2}{\sigma_z^2}\right]\right\}\mathrm{d}x\mathrm{d}z=50\%$$

式中 μ_x、μ_z为纵、横向系统误差，即射击准确度。它是散布中心到目标点(图中“O”点)的距离，是可以修正的，对导弹武器来讲通常较小。σ_x、σ_z为纵、横向标准偏差，呈现随机性。当σ_x、σ_z较小时，弹着点的散布小，标准偏差(σ)与概率偏差(E)有一定的关系，$E=0.6745\sigma$。ρ是纵、横向相关系数，主要与导弹的制导系统有关，通常很小。当μ_x、μ_z、ρ均很小，



弹着点散布图

且能忽略时，上面的积分式就可简化。从而可以得到：当$\sigma_x=\sigma_z=\sigma$时，$CEP=1.1774\sigma=1.7456E$。当$\sigma_x\neq\sigma_z$且$\sigma_x>\sigma_z$时，$CEP\approx0.562\sigma_x+0.615\sigma_z=0.833E_x+0.912E_z$；当$\sigma_x<\sigma_z$时，$CEP\approx0.615\sigma_x+0.562\sigma_z=0.912E_x+0.833E_z$。

（撰写：程光显　审订：刘宝镛）

yuan guidao sudu

圆轨道速度　circular orbital velocity　又称环绕速度。航天器在中心引力场中沿着圆轨道飞行的速度。计算圆轨道速度的公式为

$$V=\sqrt{\frac{\mu}{r}}$$

式中　r为航天器到引力中心的距离，μ为万有引力常数与中心天体质量的乘积。从公式可以看出，圆轨道速度只是与中心天体的质量和航天器与天体质心的距离有关，圆轨道速度随着航天器离天体质心距离的增大而减小。航天器沿地球表面飞行的圆轨道速度称为第一宇宙速度，该速度大约为7.9 km/s。在某一高度上飞行的航天器，只有以圆轨道速度飞行时，其轨道才是圆。当航天器的轨道速度比圆轨道速度大或者小时，其轨道都将不再是圆轨道。

（撰写：范秦鸿　审订：张荣保）

yuan jihua

圆极化　circular polarization　电磁场的电场矢量末端随时间变化而发生旋转，其在垂直于电磁波传播方向平面内的轨迹为圆形的一种极化方式。根据矢量末端的旋转方向的不同，可以分为左旋（与电磁波传播方向呈左手螺旋关系）圆极化和右旋（与电磁波传播方向呈右手螺旋关系）圆极化。圆极化可以被看成是椭圆极化的特例（椭圆长轴等于短轴，即轴比等于1的情况）。实际应用中常把轴比不太大，符合一定应用要求的椭圆极化通称为圆极化。圆极化天线不仅能接收圆极化波，还能接收任意取向的线极化波。

（撰写：刘　波　审订：高逃正）

yuanpian guimo jicheng

圆片规模集成　wafer scale integration (WSI)　指圆片尺寸的设计集成。这意味着采用圆片上所有有源区的电路，理想地设计集成一个完整的系统，至少是相当于子系统。圆片规模集成的优点包括：(1) 由于其局部时钟和几乎不与片外连接，具有更高的系统时钟速率；(2) 由于减少了输出端驱动引出端数量，功耗更低；(3) 封装过程中几乎不用处理元器件，其可靠性更高；(4) 因封装管座少，减小了体积、减轻了质量。其缺点是由于圆片总存在有缺陷，需要采取较复杂的容错设计及可重构设计。从而妨碍了它的发展。目前常用的是不同于圆片规模集成的多芯片模块（MCM），因为MCM设计是采用把许多芯片置于同一衬底上，然后在衬底上进行布线再把芯片连结起来。但这些芯片是分别制造的，故可采用已经测好的芯片，也可能是不同的工艺。而圆片规模集成是单圆片方案，不必要再进行芯片布局，其圆片就是衬底本身。圆片规模集成还可以有圆片堆集成，在圆片堆集成中，每个圆片是简单设计单元的阵列，相当于一个大单元一样，其圆片阵列可用到多达9种类型的圆片，每种圆片可具有128 × 128单元阵列。圆片的种类可包括移位器、累加器、比较器、计数器、存储器、乘法或除法器以及开关平面。美国休斯公司在一种航空航天图像处理计算机中就采用了这种圆片堆集成的方法。国际上工业界已开展圆片规模集成。

（撰写：王隆望　审订：白　丁）

yuancheng didi daodan

远程地地导弹　long-range ground-to-ground missile　从陆地发射、攻击敌方陆地目标、射程能达到敌较远距离的战略（或战役）纵深的导弹。按飞行轨道分为远程地地弹道导弹（见图）和远程地地巡航导弹两种。远程地地弹道导弹一般执行战略作战任务，配属于战略导弹部队。远程地地弹道导弹的射程通常有两种定义，一种定义为5000～8000 km；另一种定义为大于8000 km，也称为洲际远程地地弹道导弹，通常都携带核弹头。



中国远程地地导弹

（撰写：魏其勇　审订：刘宝镛）

yuancheng jiankong

远程监控　remote monitor and control　航天指挥控制中心监控系统为同测控站（测量船）测控设备相互传递信息，进行自动监视和自动控制而设置的功能。航天指挥控制中心的远程监控系统自动设置、控制和监视各测量设备的监控分系统，通过通信线路构成远程监控网。工作时各测控设备的工作状态和参数通过该网传递到航天指挥控制中心，进行自动实时显示，航天指挥控制中心根据测控设备工作状态和参数，向各测控设备发送指令，进行自动远程控制。

（撰写：荆树超　审订：单文增）

yuancheng jingque daji

远程精确打击　long range precision strike　用远程精确打击兵器对目标实施的打击。远程精确打击兵器包括精确制导的弹道导弹、巡航导弹、远程机载精确制导导弹和炸弹。精确制导可采用由雷达区域相关、地形与景像匹配、红外成像、视频数据传输、激光制导等技术制成的制导系统和惯导＋卫星制导系统等。对于远程武器，采用单一制导方式来提高精度是不太容易的，通常要用复合制导，先用精度较低的制导系统把武器引导到目标附近，然后用高精度末制导系统将有效打击的弹药引向目标，实现远程精确打击。远程精确打击兵器的精度一般在几米到十几米。在1991年海湾战争中，美军使用的精确制导弹药只占所用弹药总数的8%；到了1998年的“沙漠之狐”行动，这一比例达50%；1999年对南联盟的空袭中超过了50%。远程、高精度、智能、全天候、低成本精确打击兵器的发展给全球军事行动带来新的变革。

（撰写：程光显　审订：刘宝镛）

yuandidian fadongji

远地点发动机 apogee engine 给运行到椭圆轨道远地点的卫星提供速度增量的火箭发动机。远地点发动机的作用是使卫星轨道由椭圆轨道改变成与椭圆轨道远地点高度相同的圆轨道。采用先进入椭圆轨道、再变为圆轨道的发射方式可以较经济地达到较高的圆形轨道。地球静止轨道卫星及某些太阳同步轨道卫星均采用这种发射方式。固体推进剂远地点发动机结构简单，工作可靠。液体推进剂远地点发动机的冲量偏差比较小，发动机比冲高，能够多次起动，使入轨精度提高，可根据任务要求改变冲量大小和发动机工作时间，并可与星上姿态控制发动机共用推进剂和推进剂供应系统。液体远地点发动机于20世纪70年代中期首先在欧洲“交响乐号”通信卫星上应用。 （撰写：金贵全 审订：朱森元）

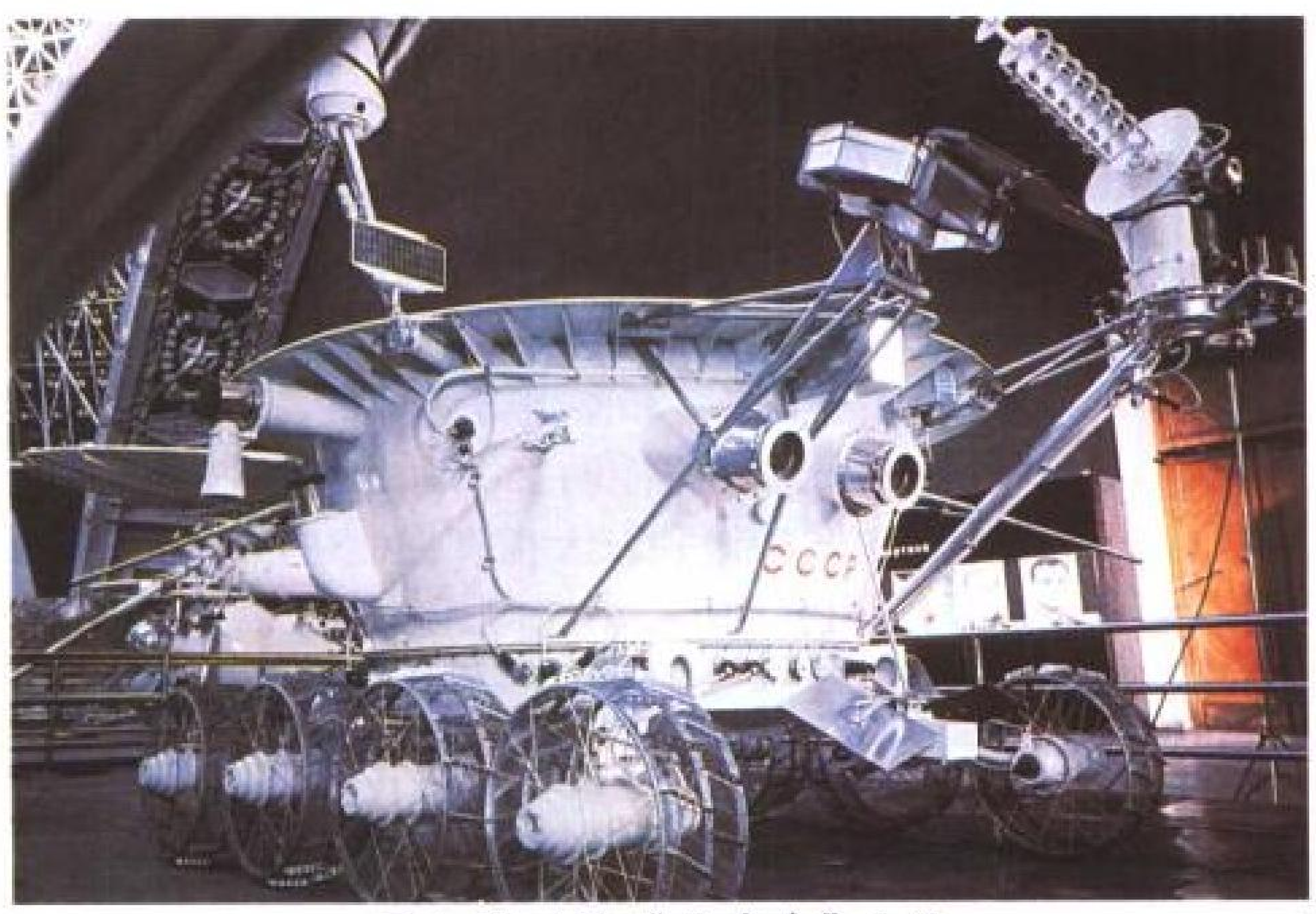


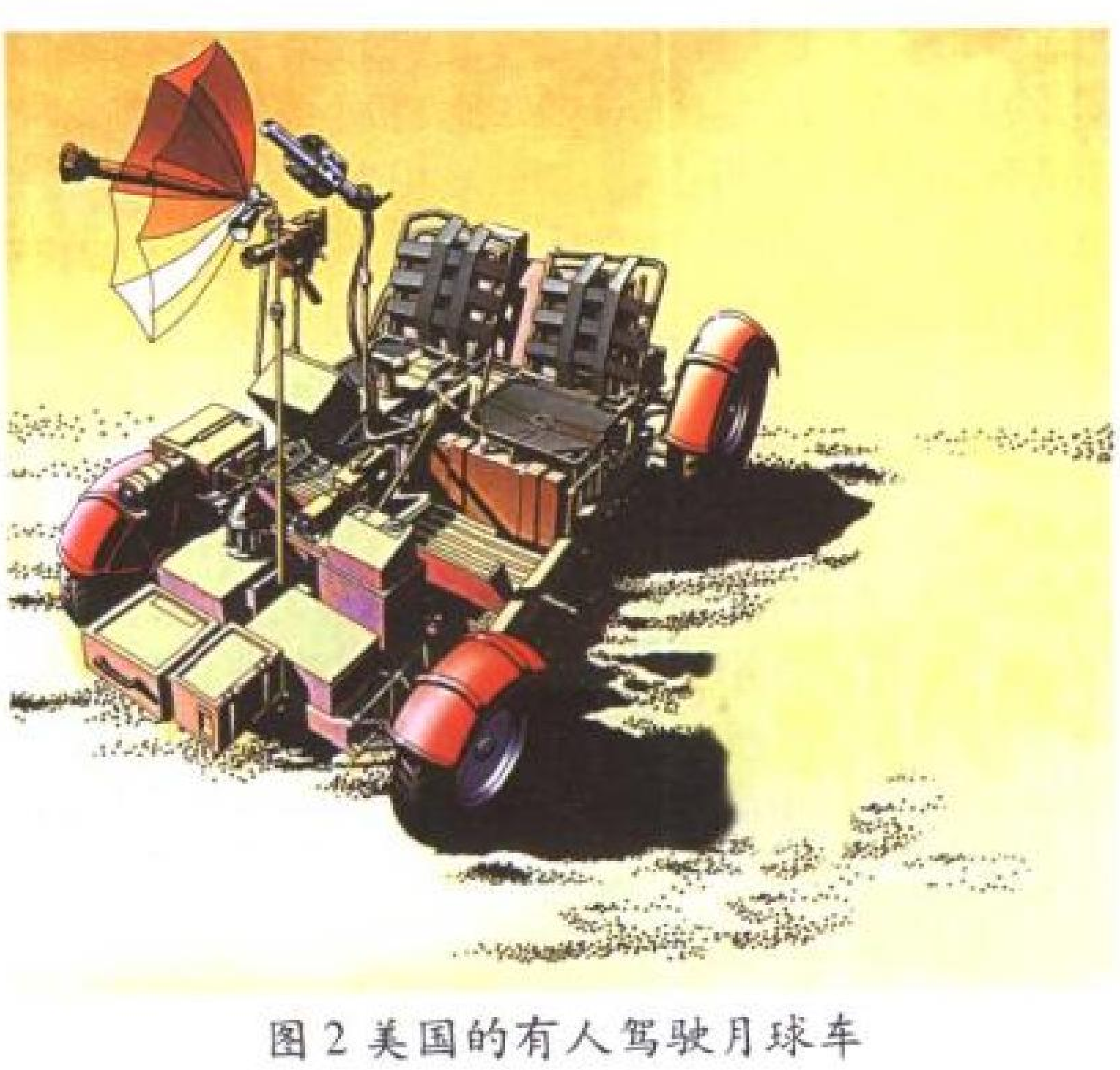
高性能液体远地点发动机

yueqiu che

月球车 lunar roving vehicle 在月球表面行驶并对月球考察和收集分析样品的专用车辆。月球车可以分为无人驾驶月球车和有人驾驶月球车两类。无人驾驶月球车由轮式底盘和仪器舱两部分组成，用太阳电池和蓄电池联合供电。底盘上装有电动机驱动和用电池继电器制动的轮子，轮子上装有解锁机构，可根据地面指令使某个或全部轮子和传动机构脱开，实现机动行驶和避险。仪器舱内装有土壤采集分析装置、光谱测量仪、辐射计量仪、照相机、摄像机和通信收发装置等。还设有温度控制用的热辐射器。由地面上的操作控制人员利用各种无线电装置对月球车进行遥控。苏联的“月球车”1号是世界上第一个着陆到月球表面的无人月球车，它是由1970年11月发射的“月球”17号探测器送到月球表面的。它行驶了10.5 km，考察了80000 m²的月面。有人驾驶月球车由航天员驾驶在月面上行走，主要用于扩大航天员的活动范围和减少航天员的体力消耗，存放和运输航天员采集的岩石和土壤标本。它由蓄电池供电，每个轮子各由一台电动机驱动。车上装有照相机、摄像机、磁强计等设备。1971年9月30日，美国“阿波罗”15号飞船登上月球，第一次将有人驾驶月球车送上月球。两名航天员驾驶月球车在月面行驶27.9 km，并利用月球车上的摄像机和传输设备向地球实时发回航天员在月面上活动的情景。此后，“阿波罗”16号和“阿波罗”17号也在月面释放了有人驾驶月球车。

（撰写：卢波 审订：朱毅麟）


图1 苏联的“月球车”1号


图2 美国的有人驾驶月球车

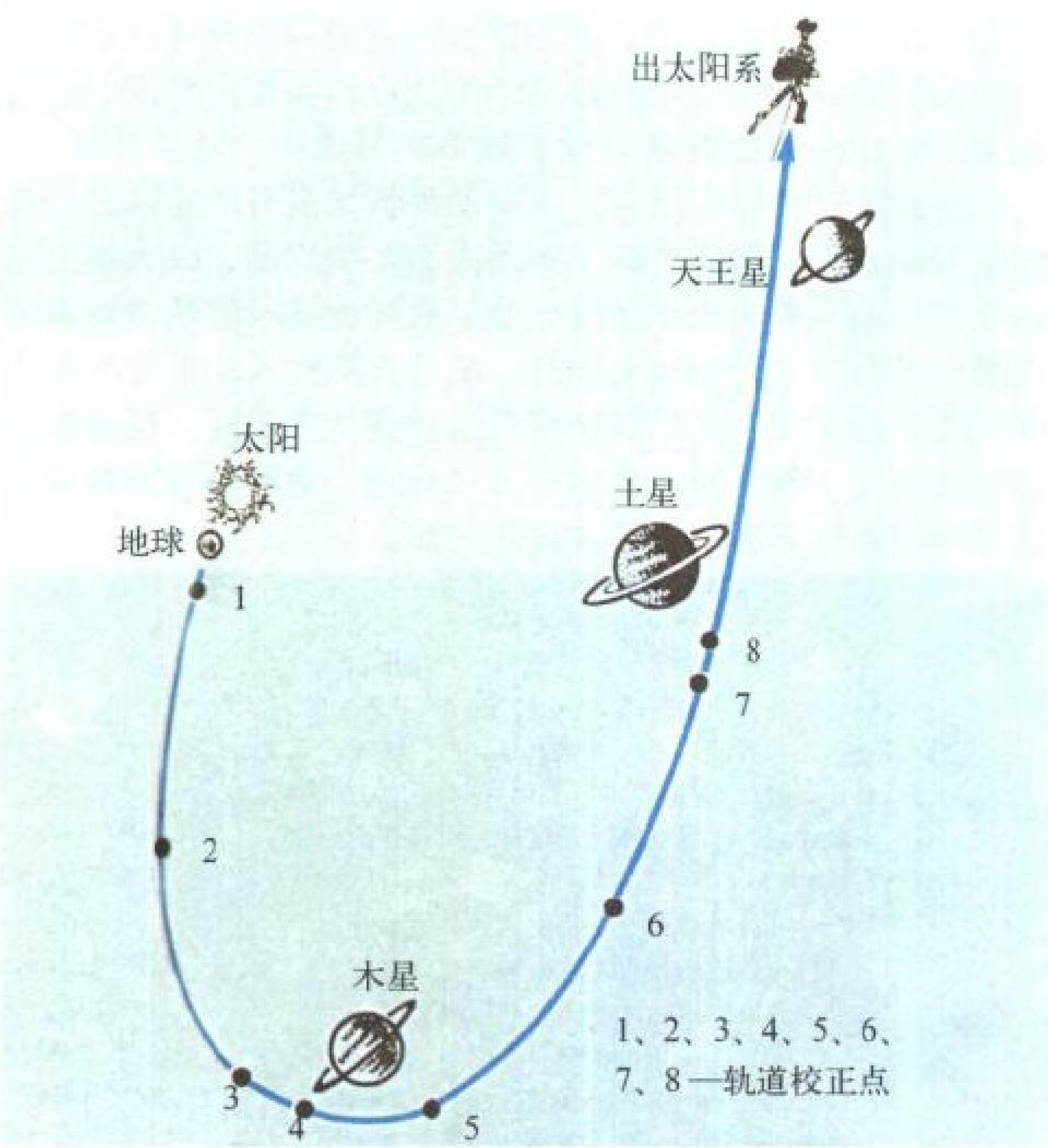
yueqiu dizhixue

月球地质学 geology of the moon 是研究月球的物质组成、表面特性、力场、内部结构和地质构造以及形成和演化的学科。包括：(1) 月球的“地貌”；(2) 月壤和月岩的矿物、化学成分与成因；(3) 月球的地质构造；(4) 月表岩层的相对年龄；(5) 月球岩浆活动的规律；(6) 月样的同位素年龄测定、同位素演化及月球演化的时间序列；(7) 月球物质的核变异及月球在宇宙空间的辐射历史；(8) 月球内部构造；(9) 月球的成因与演化过程等。在20世纪50年代以前，通过地球上的望远镜观测，研究了月球正面（对向地球的半球）的地理特征，编绘出了各种月面图。太空探测开始以来，宇宙飞船对月球进行了多次近距离的飞行和着陆考察，并带回380多千克月球样品，获得了丰富的月质综合资料，从而编绘出了全月球的月质图和构造图。月面地形构造有高地（即月陆）和月海。它们上面有许多大大小小的月坑（环形山），还有山脉和断裂体系。通过探测，人们初步认识了月面地层演化史。月岩中已发现近60种矿物，其中只有6种地球上尚未发现的。月表有几米厚的月尘（或月壤）。月岩和月尘中含有地球的全部化学元素，并且有氨基酸、核酸等多种有机物，但未发现生命物质迹象。月球内部可分为月壳、月幔、月核结构，月球没有大气和全月球性磁场，但局部月岩有微弱剩磁。

（撰写：孔克典 古士芬 审订：都亨）

yueqiu huo xingxing raofei guidao

月球或行星绕飞轨道 swing by moon (or planet) trajectory 开始接近月球或行星然后又离开的航天器轨道。绕飞轨道的航天器可以在接近月球或行星时，对月球或行星进行探测，获取有价值的信息。绕飞轨道的另一个作用是通过接近月球或行星，借助月球或行星的引力改变航天器轨道。一般来说，航天器在进入月球或行星作用球（参见**行星探测器轨道**）时，相对月球或行星航天器的轨道是双曲线，经过绕飞，航天器离开月球或行星作用球时，其相对月球或行星的速度大小和



"旅行者号"探测器的运行轨道

进入作用球时相同，但速度方向改变了一个角度。由于方向变化，航天器相对地球或太阳的速度会增加或减少，以便选择合适的进入点，可以使得速度增加，航天器可以飞向更远的地方。经过月球的绕飞，航天器可能脱离地月系统，成为人造行星。经行星绕飞，航天器可以飞向更远的行星。发射静止卫星亦可以经过月球绕飞，以节省推进剂。美国休斯公司利用这种方法，将发射失败没有正常进入转移轨道的卫星，经过到月球绕飞，成功地进入了静止轨道。

（撰写：张云彤　审订：范秦鸿）

yueqiu tance

月球探测　lunar exploration　用航天器对月球进行的探测活动。自1959年以来，已有几十个月球探测器先后对月球进行了探测，包括对月球作逼近飞行探测、环月探测、着陆的有人或无人探测。前苏联发射的"月球"1号第一次飞近了月球；"月球"2号首次硬着陆；"月球"3号传回了第一批月球背面照片；"月球"4～14号实现了软着陆；"月球"15～24号建立了月球自动科学站；"探测器"3～8号作了逼近或环绕月球飞行等。美国的月球探测有"徘徊者"1～4号、"月球轨道飞行器"1～9号、"勘测者"1～7号、"阿波罗"11～17号等4种系列。1969年7月20日"阿波罗"11号第一次实现了宇航员登月，在以后的三年内美国共有6次、12名宇航员登月。通过照相、自动测量、实地考察以及取回样品（380多千克）等方法，得出了月球的结构、物理性质、化学组成、地质、重力、磁场、月震等方面的大量资料。20世纪90年代"伽利略"、"克莱门汀"和"月球勘探者"对月球进行了进一步的探测。"克莱门汀"通过从紫外波段到红外波段的测量或照片实现了对大部分月球表面的绘制（见图1，图2）。"月球勘探者"是对月的低极轨探测器，主要对月球表面构成和可能的极冰沉积、磁场和重力场进行了测量。19个月的观测数据给出了月球表面构成的详细结构图，改进了人类对月球的起源、发展、现状和资源的认识。这些探测为月球资源的开发、利用和建立人类空间活动基地，打下了初步基础。

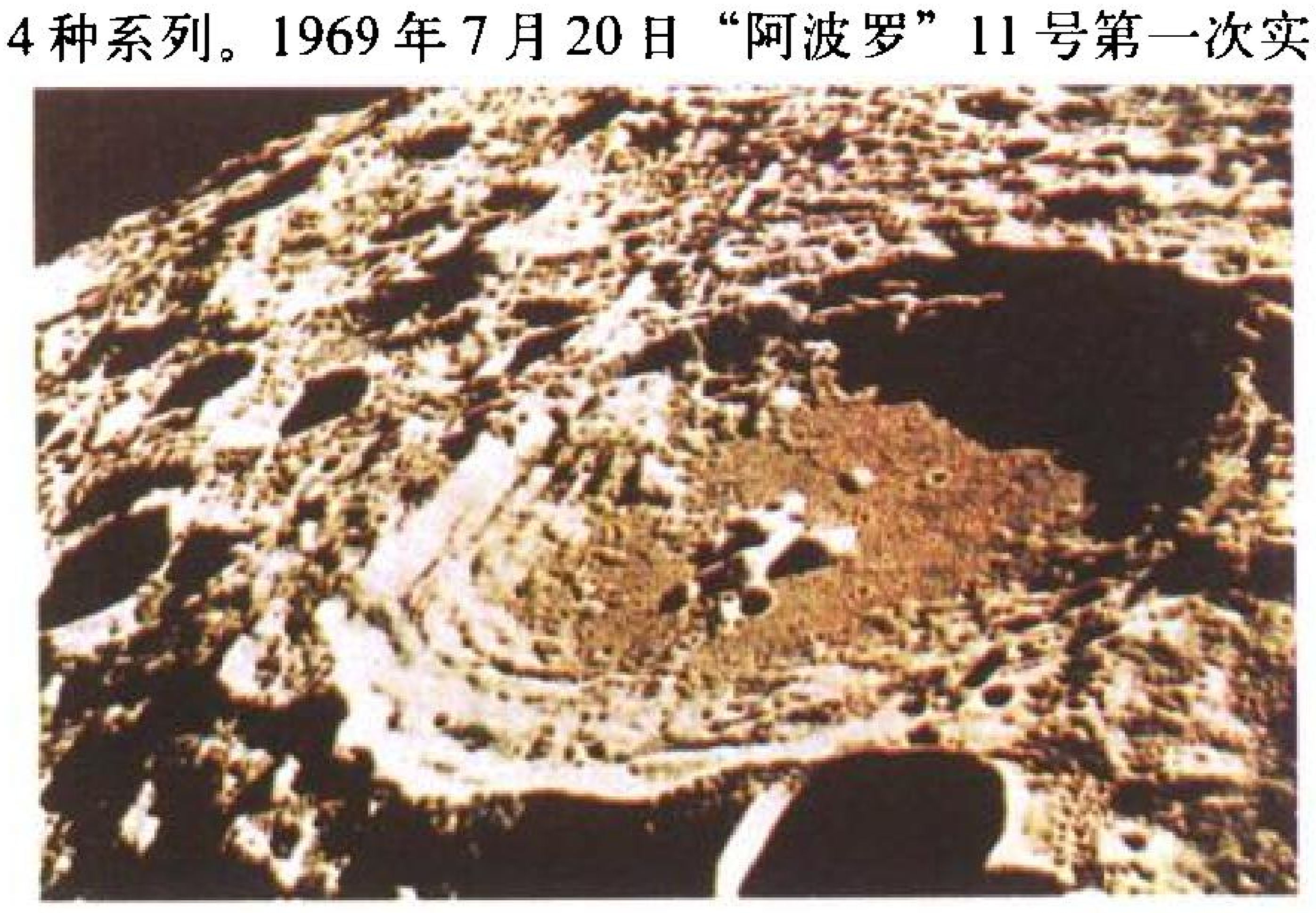


图1 月面环形山

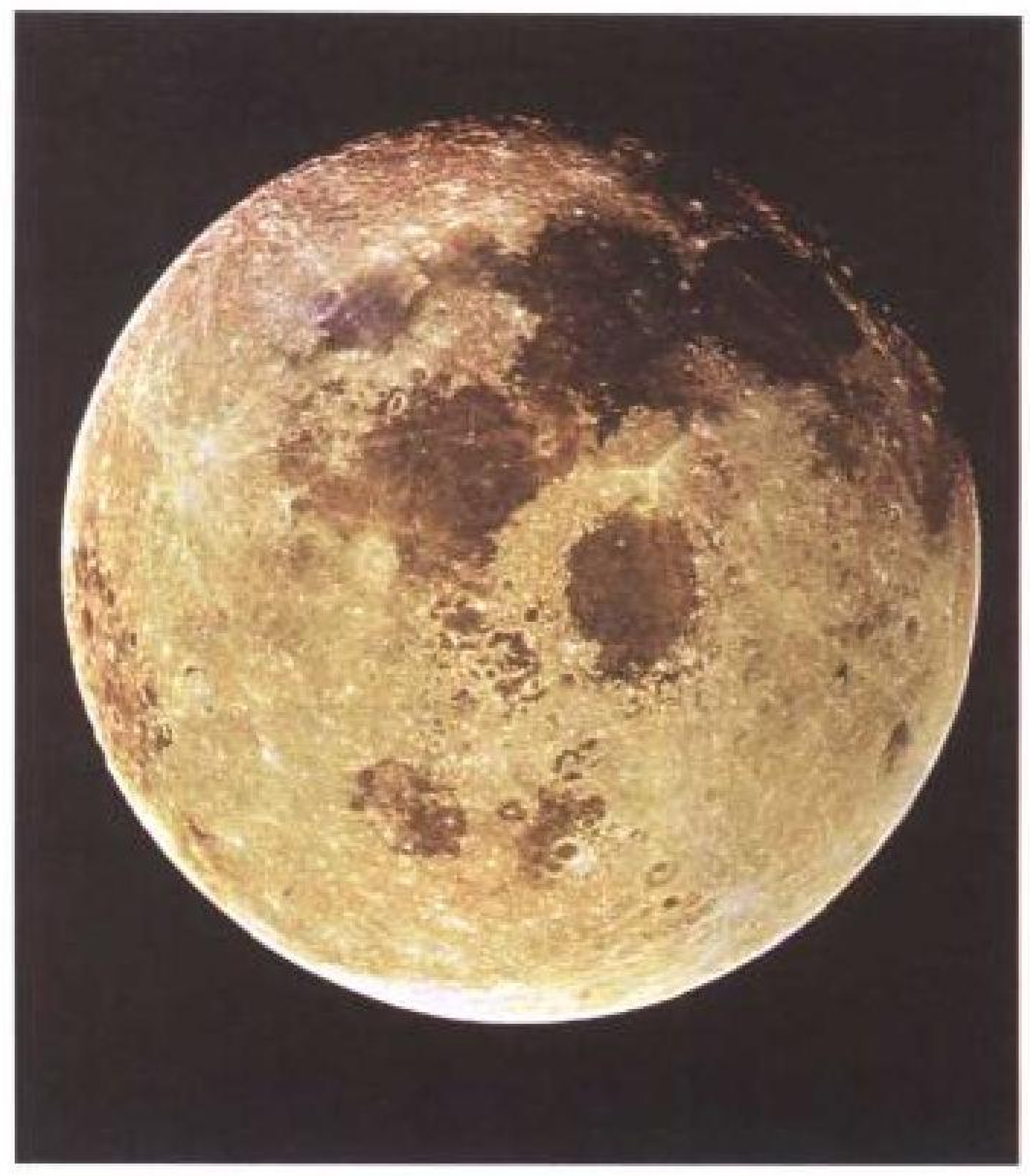


图2 全月球像

（撰写：古士芬　审订：都亨）

yueqiu tanceqi

月球探测器　lunar probe　属空间探测器的一种，指对月球进行探测的无人航天器。月球是地球的天然卫星，离地球最近，理所当然地成为空间探测的首要目标。近期的月球探测将为空间站之后载人航天的下一步目标——人类重返月球和建立月球基地提供依据。从1959年起，美国和前苏联就开始发射月球探测器，至1998年1月美国"月球勘探者"的发射成功，全世界共发射成功51颗无人月球探测器。其中，美国发射成功了25颗探测器，主要型号有"先驱者"、"徘徊



"月球勘探者"探测器

Y

者"、"月球轨道器"、"勘测者"、"探险者"、"克莱门汀"和"月球勘探者"。前苏联／俄罗斯发射成功25颗探测器，主要型号有"月球"、"宇宙"以及"探测器"系列。日本也于1990年成功地发射1颗"飞天"月球探测器，沿地—月轨道飞行。20世纪，50年代末至70年代初是月球探测的第一个高潮期。70年代中期到80年代末，月球探测处于低潮，这期间世界各国均未发射月球探测器。1990年日本成功发射1颗月球探测器后，特别是1994年1月25日，美国"克莱门汀"1号月球探测器的成功飞行及其新发现——月球上可能有水冰存在，可为建立有人月球基地提供基本水源，这一发现大大激发了世界各国对月球探测和开发的兴趣，标志着月球探测又一轮高潮的开始。1998年1月6日，美国又成功发射了"月球勘探者"，该探测器携带有γ射线光谱仪、中子光谱仪、α粒子光谱仪以及磁强计等；探测结果表明月球极区可能存在大量的冰，但是1999年7月"月球勘探者"最后与月球南极碰撞溅起的土壤碎粒中并未发现水的踪迹。

（撰写：卢 波　审订：朱毅麟）

yueqiu xieding

《月球协定》 moon agreement　国际空间法之一，全称为《指导各国在月球和其他天体上活动的协定》，1979年12月5日联大通过，1979年12月18日开放供签署，1984年7月11日生效。主要内容为：(1) 月球（包括绕月、飞向及飞绕月球的轨道）应只用于和平目的；禁止在月球上使用武力或以武力相威胁；禁止在月球上设置核武器或任何大规模毁灭性武器；禁止在月球上设立军事基地及军事装置、试验武器及举行军事演习；(2) 月球探索和利用应为全人类谋福利，不问其经济或科学发展程度；各国都应平等地、不受歧视地按照国际法自由探索和利用月球；(3) 探索和利用月球时应采取措施，防止月球的现有平衡遭到破坏，防止地球因地外物质的进入受到不利的影响；(4) 各国可在月球的表面或表面之下的任何地点进行探索和利用；(5) 月球及其自然资源均为人类共同继承财产，任何国家不得依据主权要求或通过利用、占领或其他任何方式据为己有；(6) 将建立国际制度，以便有序、合理地开发、利用和管理月球资源；各国应公平分享资源所带来的惠益，并对发展中国家和为开发月球作出贡献的国家给予特别照顾；(7) 各国对其在月球上的一切航天器、装备、设施和站所等应保持管辖权和控制权，同时应对缔约国开放，以便接受对其活动是否符合月球协定规定的检查。《月球协定》涉及月球资源的开发、利用和分享等与各国切身利益密切相关的问题，各国均持慎重态度，至今批准的国家甚少，美、俄等主要空间国家未加入，我国也未加入。

（撰写：朱毅麟　审订：侯深渊）

yueqiu zhuolu

月球着陆 lunar landing　月球着陆器在月球表面的着陆过程。实现在月球表面安全着陆的技术为月球着陆技术。因为月球周围没有大气层，所以气动力减速方法不适用，只能靠火箭发动机的反推力来实现减速。从地球发射的月球着陆器到月球表面着陆，从飞行轨道看可以分两种方法：一是直接着陆法，即让其沿击中轨道直飞月球表面；二是先让它经过环绕月球的停泊轨道，然后再下降到月球表面。两者尽管方法不同、利弊各异，但除离轨段外，着陆原理和方式基本类同。月球着陆主要由4个阶段组成：离轨段、自由下降段、主制动段、最终着陆段。直接着陆法不存在离轨的问题，但轨道也要修正。对于先经过停泊轨道的就得利用制动火箭发动机产生制动冲量，使着陆器从停泊轨道转入朝向月面的过渡轨道。自由下降段就是月球着陆器在月球引力场的作用下，自由落到选定目标点附近。主制动段就是当月球着陆器下降到距月球表面一定高度时，制动火箭系统启动，以大推力状态工作，消除它的水平速度分量。最终着陆段就是月球着陆器降至离月面十几千米高度时，制动火箭转入小推力状态工作，使其减速到安全着陆速度并呈垂直状态着陆。美国和前苏联均实现了着陆器在月球表面软着陆，美国还曾使载人的登月舱在月球表面软着陆并离开月球。



苏联"月球"17、21号探测器在月面软着陆示意图

（撰写：陈国良　审订：李大耀）

yueqiu ziyuan

月球资源 resource of the moon　月球上存在的物质资源和环境资源。通过对月球的探测、登月和对月球土壤的取样分析，证实月面环境和月球资源是可供人类开发利用的重要财富。(1)物质资源：月岩中含有地球表面中的全部元素和约60多种矿物，其中有6种矿物地球上没有，并含有大量的钙、锰、铁、铝、硅和钛；月球土壤表层的氦-3 (He_3) 是最有开采价值的物质资源；月球土壤主要由各种不同形状的粒径为0.1mm左右的微小矿物颗粒组成，其中富含氧、硅、钙、铝和铁。许多铁呈粉末状态，使用简单的磁分离方法即可得到高纯度的金属铁；月球土壤还可以用于构筑防辐射的屏障和空间质团驱动装置的工作介质；在月球上建立开发基地，开采月球自然资源，将材料加工成空间使用的最终产品，也可能是一项高效益的事业，其前景十分诱人。(2) 环境资源：月球是一个巨大的稳定平台，又无大气包围，它的背面不受地球无线电干扰，是进行天文物理学、引力波物理学和中微子物理学实验与观测的有利场所；月球的引力小、且有一个真空、无菌的环境，是进行材料科学和生命科学研究的良好场所；月球上虽然没有生命，但可用来进行微生物遗传工程、各种闭式生命保障系统和大尺度人造生物圈的试验研究。月面低重力，无大气，易于发射航天器；可以用来建立空间基地和中转站，使星际航行的技术困难大为减小，大大降低费用。

（撰写：战再吉　审订：孙力玲　王文魁）

yue zhen

月震 moonquake　主要是指月球的本体浅表层或内部发

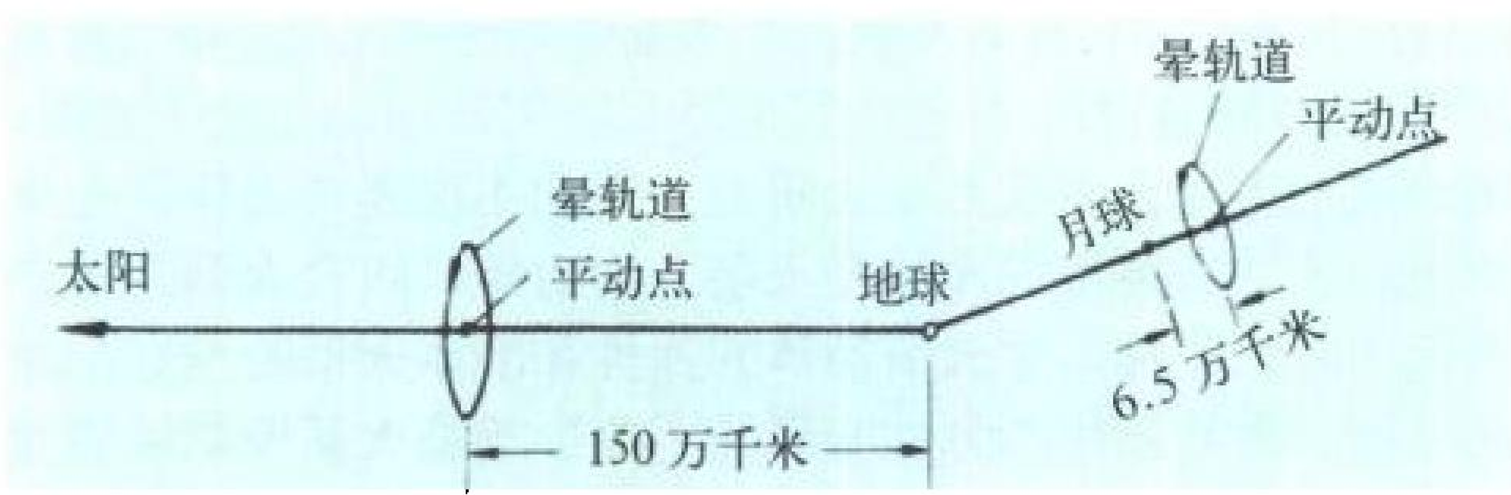
Y

生的震动。目前，已经在月球上面建立了5个月震站，用以探测月球内部的天然震动和陨石降落时的月浅表面的震动以及人工月震，获得了许多月震记录（每年75～100次）。月球最大天然月震相当于2～3级的地震，震源深度为300～950 km。深源月震的周期性与月球的潮汐周期相关，而与月面特征无关，暗示着其由潮汐力触发；反之，浅源月震与日出和太阳上升有关，可能由表层岩石的热胀冷缩产生。月震的观测资料表明月球内部有壳、幔、核结构。观测研究月震对月球的开发和利用有着重要意义。

（撰写：孔克典　古士芬　审订：都　亨）

yun guidao

晕轨道　halo orbit　围绕拉格朗日平动点（参见限制性三体问题）运动的航天器轨道。在地球、太阳（或月球）和航天器组成的限制性三体问题中，在地球和太阳（或月球）之间存在一个平动点。如果在这一点上有一航天器绕太阳做圆周运动，并且和地球绕太阳公转方向一致，那么该航天器是一颗人造行星，其轨道周期亦为一年。在地球上的观察者看到的航天器始终在太阳圆面上。同样，在地球和月球之间平动点处的航天器，它亦会和月球一样绕地球运动，看上去仿佛也是月亮上的一个点。这类轨道称为拉格朗日轨道。为了长期观测太阳，一面接收太阳信息，同时发回地球，这样的轨道是有利的。但是地球、太阳、航天器在一条直线上，地球站接收信息时，会受到太阳的强烈干扰。为了避免这种情况，航天器采用绕平动点的轨道，其轨道面和日地连线垂直。这类轨道称为晕轨道。“晕”这个词，在气象学中特指月亮周围的环。目前已经发射了“国际日地探测者”卫星，达到了长期观测太阳又不受太阳干扰的目的。



晕轨道在空间的位置

（撰写：张云彤　审订：范奉鸿）

yun canshu

云参数　cloud parameter　能反映云的物理及垂直和水平分布特征的参量。常用的云参数有经判识得到的不同类型云的云型，以及各类型云的云量、云高、云顶温度、云的相态、云的光学厚度和总云量等。云参数是利用卫星遥感获取的可见光和红外多通道数据，根据不同类型的云在不同光谱波段的光谱特性，通过门限值检验法、多通道比值法、空间均匀性检验和辐射传输计算等判识计算方法反演得到的。云参数反映了云的各种特性，在天气预报、气候变化预测及数值模拟等研究领域有重要的应用价值。

（撰写：刘玉洁　审订：范天锡）

yun fenxi tu

云分析图　cloud analysis image　将气象卫星观测的云图经过分析以后，用特定符号表述云的各种不同特征的图形。云分析图利用可见光和红外云图并参考实时天气图分析绘制而成。目前，中国和日本等国都在制作云分析图，作为

云分析图中28种符号的含义

符号	含义	符号	含义
	薄卷云		厚卷云
	层云		层云或雾
	中层云		不发展积云
	有卷云砧积雨云		浓积云或没有卷云砧积云
	积云云线		纹线
	横向云线		涡旋中心
	台风眼		热带气旋（无限）
	减弱云		少量云（50%）
OPEN	晴空		云区
-42	云顶温度 −42～−62℃	-62	云顶温度−62～−72℃
-72	云顶温度 −72～−82℃	-82	云顶温度−82℃以下
	冷锋面		锢囚锋面
	500hPa槽		500hPa切变线
	少云量(20%)		多云量（80%）

一种气象业务产品发布。我国国家卫星气象中心制作的云分析图中包含28种符号（见表），分别代表卫星云图上各种不同云型、云系、云量、云种类、云与天气系统的联系，对那些对流旺盛云团或多层云系中天气意义最显著的云区，将其云顶亮温按4档温度区间进行增强，即−42∼−62 ℃、−62∼−72 ℃、−72∼−82 ℃、<−82 ℃。此云分析图已提供给全国气象台站及其有关业务部门在每天短期天气预报中应用。

（撰写：李良达　审订：江吉喜）

yundongxue dandao

运动学弹道　kinematic trajectory　将导弹视为可控质点，由运动学方程和理想约束方程所确定的导弹质心运动轨迹。运动学弹道主要用于确定发射条件、控制规律、程序、姿态角方案等。此时弹道的总体参数、气动参数、动力参数均是已知的函数。可以利用导弹运动学方程组，求解出导弹的运动参数。如在垂直平面内，当飞行速度为已知的时间函数时，则给出不同的弹道倾角方案，可得到不同的运动学弹道，再通过分析比较，确定合理的弹道倾角方案。

（撰写：邵继法　审订：关世义）

yunshu shiyan

运输试验　transportation test　将产品置于运输环境条件下检验产品机械损伤和试验后工作性能的试验。运输试验可以在现场进行，也可以在试验室内用运输模拟台或振动台进行等效模拟试验。运输试验包括铁路运输、公路运输、水上运输、空中运输等。产品出厂后，一般要经过多种运输才能送给用户，为了保证其可靠性，运输试验是必须进行的。导弹运输试验的技术状态为经总装、测试合格的全装填状态，不装引信和电爆管。运输试验按试验大纲和国军标要求进行。

（撰写：丁恕海　审订：王文忠）

yunxingduan cekong

运行段测控　orbiting phase tracking, telemetry and command　在运行段对航天器进行跟踪测量、监视和控制的过程。运行段是航天器从入轨至工作寿命终止的飞行段，其中对返回式卫星和飞船而言，是从星（船）箭分离至返回制动点的飞行段。运行段测控的内容主要包括：航天器的轨道确定和轨道预报、遥测信号的接收、遥控指令的发送、数据注入、天地对时等。运行段测控一般由微波统一测控系统、脉冲测量雷达、遥测遥控设备完成。运行段测控的特点是测控时间一般较长，可

采用全球布站(船)、跟踪与数据中继卫星、导航星、数据存储转发等多种测控手段来提高测控覆盖率；由于可获取大量冗余信息，因此可通过实时数据处理获取精确轨道。

(撰写：卢立常　审订：刘志逵)

yunzai huojian

运载火箭 launch vehicle　由多级火箭组成的航天运载工具，其用途是把人造卫星、载人飞船、空间站或空间探测器等有效载荷送入预定轨道。运载火箭一般由2～4级火箭组成。整个火箭主要由箭体结构、推进系统、制导和控制系统、安全自毁系统、外测、遥测系统等构成。火箭每一级都有自己的箭体结构和动力装置。级与级之间靠级间段连接。末级有仪器舱，内装制导与控制系统、遥测系统以及安全系统。有效载荷装在仪器舱上面，外面套有整流罩。早期的运载火箭大多数是由弹道式导弹改进而成，后来为适应不同航天发射任务的需要，专门研制了系列化的运载火箭。许多运载火箭的第一级外围捆绑有火箭助推器。助推器可以是固体或液体火箭，其数量可根据运载能力的需要来选择。

箭体结构是火箭各个受力和支承结构件的总成。液体火箭箭体结构包括推进剂贮箱、整流罩、仪器舱、箱间段、级间段、发动机承力结构和尾舱等。箭体结构的功能是安装连接有效载荷、仪器设备、动力装置和储存推进剂，承受地面运输、操作和飞行中的载荷，维持良好的气动外形以便保证火箭的完整性；推进系统的功能是产生推力，推进火箭向前运动。液体火箭推进系统包括液体火箭发动机和推进剂输送系统；固体火箭推进系统就是固体火箭发动机。运载火箭大多使用比冲较高的液体双组元推进剂，如四氧化二氮和偏二甲肼、液氧和煤油。新研制的运载火箭多采用高能的液氧和液氢推进剂（如欧空局的“阿里安”5和日本的H-2A)；制导控制系统的作用是控制火箭姿态，使其按预定弹道飞行，并控制火箭发动机关机，以精确地达到预定轨道；安全自毁系统的作用是当火箭在飞行中出现故障，落点将超出允许的范围而危及地面安全时，能终止火箭的动力飞行并将其销毁；遥测系统的作用是把火箭飞行中各系统的工作参数及环境参数测量下来，通过无线电传输和回收装置送回地面，为分析故障及鉴定和改进火箭性能提供依据；外测系统与地面站配合用于飞行弹道测量。



中国“长征”2号C运载火箭

运载火箭的主要技术指标是运载能力、入轨精度和可靠性。运载能力是指运载火箭可以送入到预定轨道的有效载荷质量，它随着预定轨道的高度和倾角的增大而减小。因此，在表示运载能力时应该说明轨道高度和倾角。例如，中国“长征”3号运载火箭的运载能力是：发射地球同步转移轨道有效载荷时为1.4 t(轨道倾角为31.5°)。“长征”3号B捆绑式运载火箭可以将5.1 t的有效载荷送入到地球同步转移轨道。运载火箭的入轨精度主要取决于控制系统的水平。运载火箭需要从专门的发射场发射，另外也有机载发射和海上平台发射等方式。一种情况下，火箭从地面垂直起飞，第一级火箭工作完毕后脱落，第二级接替工作，直到末级火箭工作完毕，火箭进入预定轨道，调整姿态，末级火箭与航天器脱离，完成其使命。当前运载火箭的设计特点是：实现系列化、模块化和通用化，降低成本，提高可靠性。未来的运载火箭将朝着可回收和重复使用的方向发展。

(撰写：才满瑞　审订：朱维增)

yunzai huojian yundong lilun

运载火箭运动理论 theory of launch vehicle motion　根据经典力学的普遍规律，以数学的方法研究运载火箭(简称火箭)运动规律的理论。火箭运动理论分为火箭轨道理论和火箭姿态运动理论。(1)火箭轨道理论是研究火箭的质心运动。它是在火炮外弹道学的基础上发展起来的，主要解决建立运动方程并研究其解法；研究火箭的飞行特性与设计参数的依从关系；火箭轨道优化，即选择最优飞行路线；火箭轨道摄动等问题。火箭轨道理论是火箭总体设计的基础。(2)火箭姿态运动理论是研究火箭绕质心运动的特性。描述火箭运动只研究质心运动是不够的，还必须把火箭作为质点系来研究。为此不仅要考虑作用在火箭上的力，还要考虑作用在火箭上的力矩。研究火箭绕质心的运动时，还须考虑火箭箭体的弹性和液体火箭的推进剂晃动问题。火箭箭体的弹性变形的主要影响是火箭控制敏感元件受弹性影响产生的控制力和控制力矩的变化。同时弹性变化又直接影响发动机相对质心的位置，使推力产生附加力矩，从而影响绕质心运动。液体火箭的推进剂通过管道流动和在贮箱内运动使箭体受到附加力的作用，这些力主要是哥氏力和晃动惯性力。研究在诸多因素作用下的火箭姿态运动和火箭运动的稳定性是火箭姿态运动理论的主要内容。运载火箭运动理论是研究运载火箭运动规律的重要手段，用于解决火箭及其系统在研制、试验和使用中直接与火箭运动规律有关的理论和实际问题。

(撰写：余梦伦)

yunzai huojian zhuangpei ceshi changfang

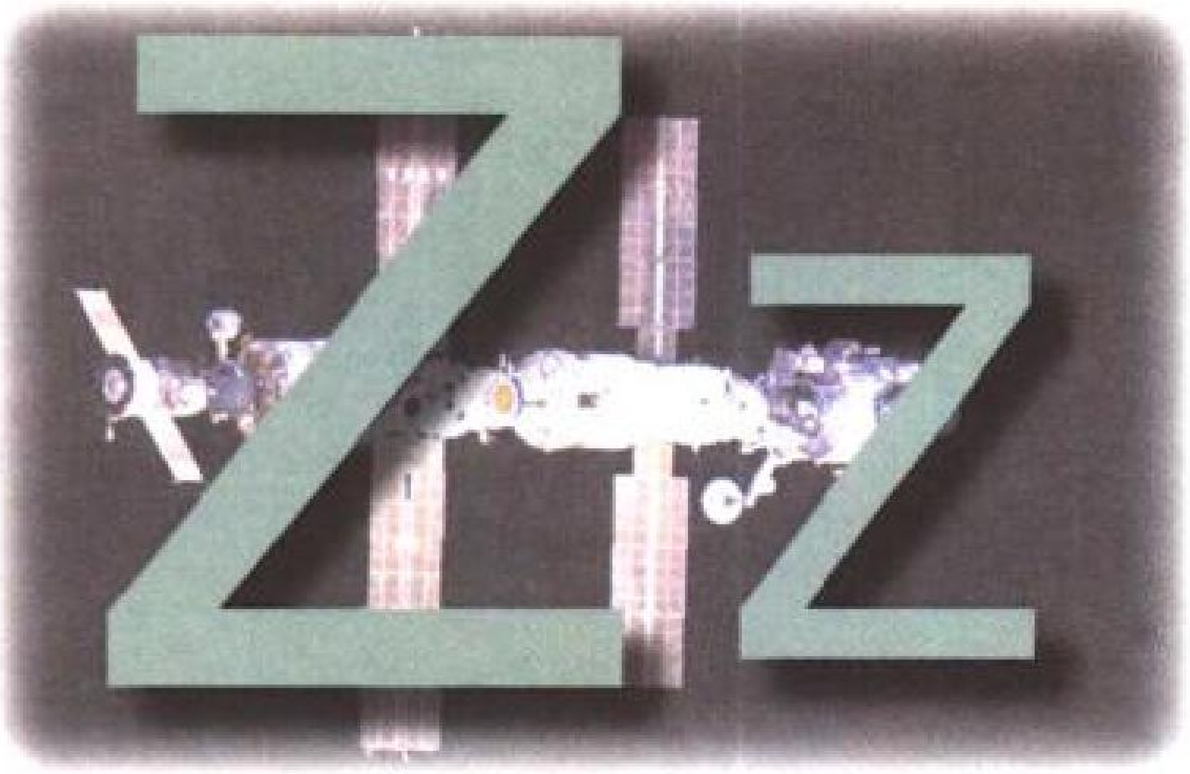
运载火箭装配测试厂房 launch vehicle assembly and test building　发射场技术区内完成运载火箭单元测试、分系统组装与测试、全箭水平总装和综合测试的建筑物。该厂房主要由火箭水平测试大厅、单元测试间、综合测试间及电源间组成。各单元测试间分别完成控制、遥测、外测、安全和动力等系统的单元测试。这些测试间设置在水平测试大厅的两侧，各测试间能直视运载火箭。厂房内配有双钩桥式吊车、供火箭测试用的电源和气源及各种工作台、梯，并配有空调、净化、防雷、防静电、消防和通信等设施。

(撰写：李玉祥　审订：周载学)

yunzaiqi zhuangpei ceshi fashe moshi

运载器装配—测试—发射模式 assembly, test and launch mode for launch vehicle 在航天发射场完成运载器总装、测试和发射工作的基本方式。它是发射工艺流程及发射设施和地面设备功能与配置特点的概括。目前已形成3种模式：一是运载器水平测试后分体运输到发射工位，完成垂直总装、测试和发射；二是水平状态完成总装和测试后整体水平运输到发射工位，经起竖和检测后发射；三是在技术厂房完成垂直总装和测试后整体垂直运输到发射工位，经垂直检测后发射。这3种模式的研究与应用均始于20世纪50～60年代。第一种方式起源于导弹飞行试验，早期及中、小型运载器应用较多。第二种方式俄罗斯应用多，并已发展到海上平台发射。第三种方式又称为“三垂”模式，多应用于大、中型运载器，继美国“土星”5和“大力神”3之后，在“阿里安”、H系列和“长征”2号F等型号上也相继获得应用。

（撰写：张福全 审订：王瑞铨）



zaihai jiuyuan xitong

灾害救援系统 disaster rescue system 基于航天技术、计算机技术、通信技术和地理信息系统(GIS)技术、面向全国、对灾害救援进行指挥调度和控制管理的系统。由卫星和地面指挥控制系统组成的灾害救援系统的责任是，当重大灾害发生时，在灾情监测和评估的基础上，制定应急救援方案；制定灾区人员、物资疏散方案；选择最佳疏散路径；调动救援人员和救援物资；制定防疫规划和实施方案等。灾害救援系统需要建立指挥系统与灾区紧急通信网。为了解决恶劣气候和地形条件下的数据通信及导航定位问题，紧急救援系统应采用卫星实现。 (撰写：李玲芝 审订：徐 京)

zairu celiang

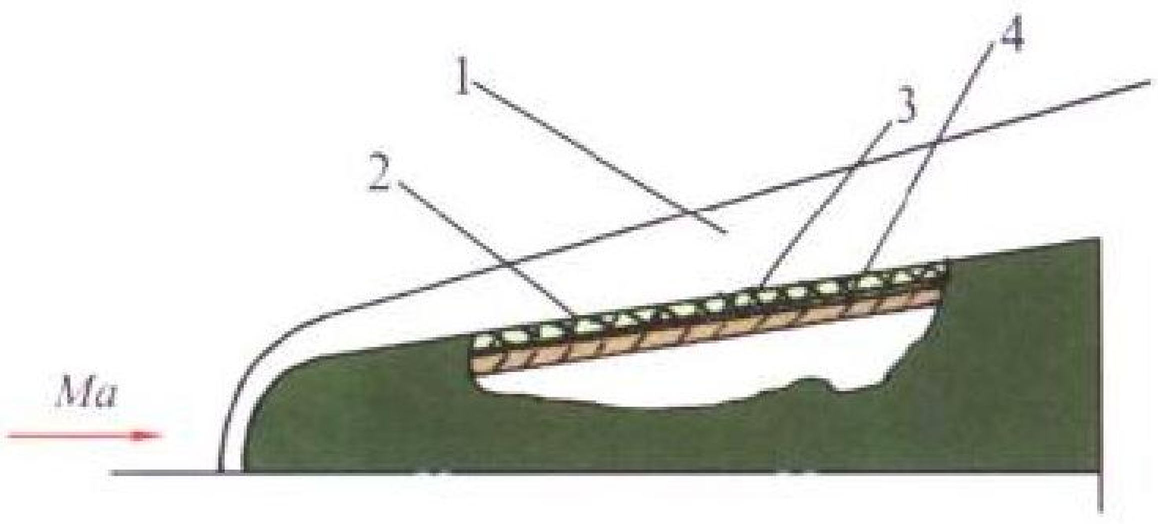
再入测量 reentry measurement 对弹头等再入飞行器在再入地球稠密大气层过程中的弹道参数和特征现象的观测。其基本目的是获取弹头等再入飞行器的各种信息，用以检验弹头等再入飞行器的弹道性能、结构性能和烧蚀防护性能，鉴定火箭的制导精度和再入过程中的散布。再入测量也是研究再入现象的主要手段。再入测量的内容包括：(1) 再入弹道测量，即测量再入后的轨道参数；(2) 再入遥测，即测量弹头等再入飞行器内部的工作参数和环境参数；(3) 目标特性测量，即用雷达和光学设备获取目标的形态、运动和再入现象的信息；(4) 落点测量，即获取实际落点坐标及落区的地表和空中现象。 (撰写：于德滨 审订：薛成位)

zairuduan celiang

再入段测量 measurement of reentry phase 对返回大气层飞行的弹头、弹体、诱饵等目标的测量。主要内容有再入段弹道和落点位置，再入体的工程参数，再入体目标特性参数，再入实况景象，多目标空域分布参数等。由于再入飞行目标运动速度快，飞行时间短，数量多，体积小，特征复杂，要求再入段测量系统设备具有机动性好、适应性强、分辨率高和视场宽等特性。主要测量设备有光学经纬仪、弹道照相机、红外辐射仪、相控阵雷达等。再入高空段测量主要由无线电测量设备完成；再入低空段测量主要由光学测量设备完成。当导弹的落区在海上时，常由测量船完成其测量。 (撰写：刘利生 审订：黄学德)

zairu fangre

再入防热 reentry thermal protection 为了防止再入体再入地球稠密大气层过程中由于严重的气动加热导致再入体表面烧毁或内舱温度超过允许值而采取的技术措施。再入体再入地球稠密大气层过程中，由于是在稠密大气层中做超高速飞行，因此进入激波层后被压缩和加热的炽热空气会与再入体表面产生强烈的摩擦和对流换热。对于头部钝度不大的再入体，其驻点区域表面上的气动加热可以达到几万到十几万千瓦每平方米，气流的温度可达上万摄氏度，同时能使再入体表面温度迅速达到数千摄氏度，导致大量热量向体内传导。如果对此不采取防热和隔热措施，再入体就会被烧毁。为了防止这样的热破坏，确保再入体的生存和舱体内温度不超过允许值，需要采取防热措施，克服所谓的“热障”，以使舱内设备正常工作，保证再入飞行安全。根据不同的飞行轨道、外形以及热载荷情况，再入防热的方式可分为热容吸热式(热沉式)防热、烧蚀式防热、辐射式防热和质量引射式防热。



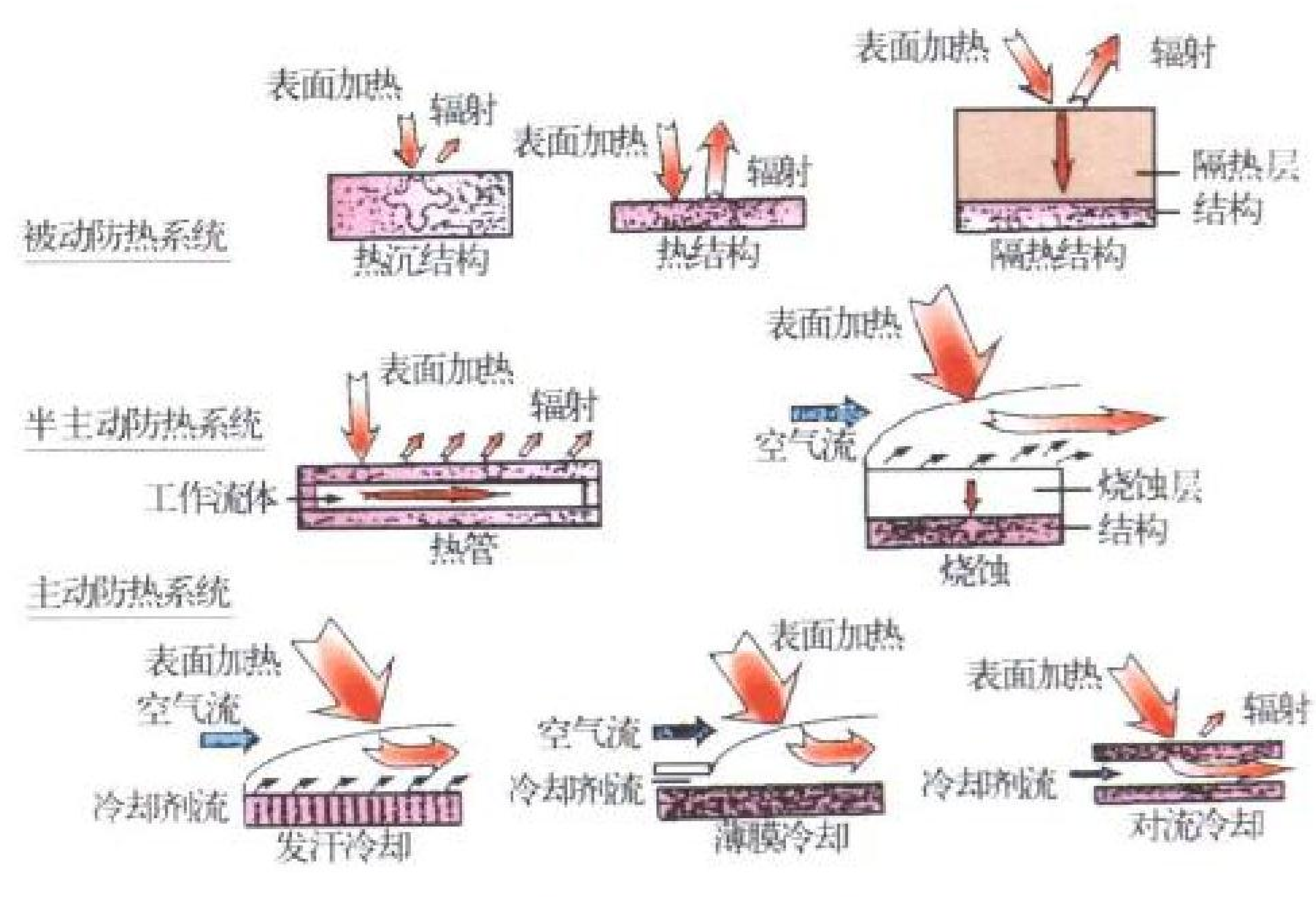
再入防热示意图

1—激波层；2—防热材料层；3—粘接胶层；4—金属壳体

(撰写：孙洪森 审订：安复兴)

zairu fangre jiegou

再入防热结构 reentry thermal protection structure 防止再入体因受到气动加热而被烧毁或损坏，并能保持所需气动外形的防热结构。可分为被动防热结构、半主动冷却防热结构和主动冷却防热结构。被动防热结构包括热沉结构、热结构和隔热结构，其中热沉结构几乎吸收全部入射热量并储存于结构中，结构简单并能保持外形，但效率太低，仅适于短时热脉冲状态，用于早期导弹和飞船；热结构兼有结构和防热功能，通过表面辐射热量，并保持外形，结构形式有复合材料薄壳和金属蒙皮或面板；隔热结构主要为表面隔热结构，通过表面辐射大部分热量，并通过隔热层阻止剩余大部分热量，也可保持外形，结构形式有刚性防热瓦、盖(面)板、多层壁、柔性毡和多层复合隔热结构等。上述后两类结构均可重复使用，用于航天飞机和空天飞机。半主动冷却防热结构靠工质或气流带走大部分热量，分热管结构和烧蚀结构，其中热管结构通过热管吸热，工质汽化后流向冷端排热，并使



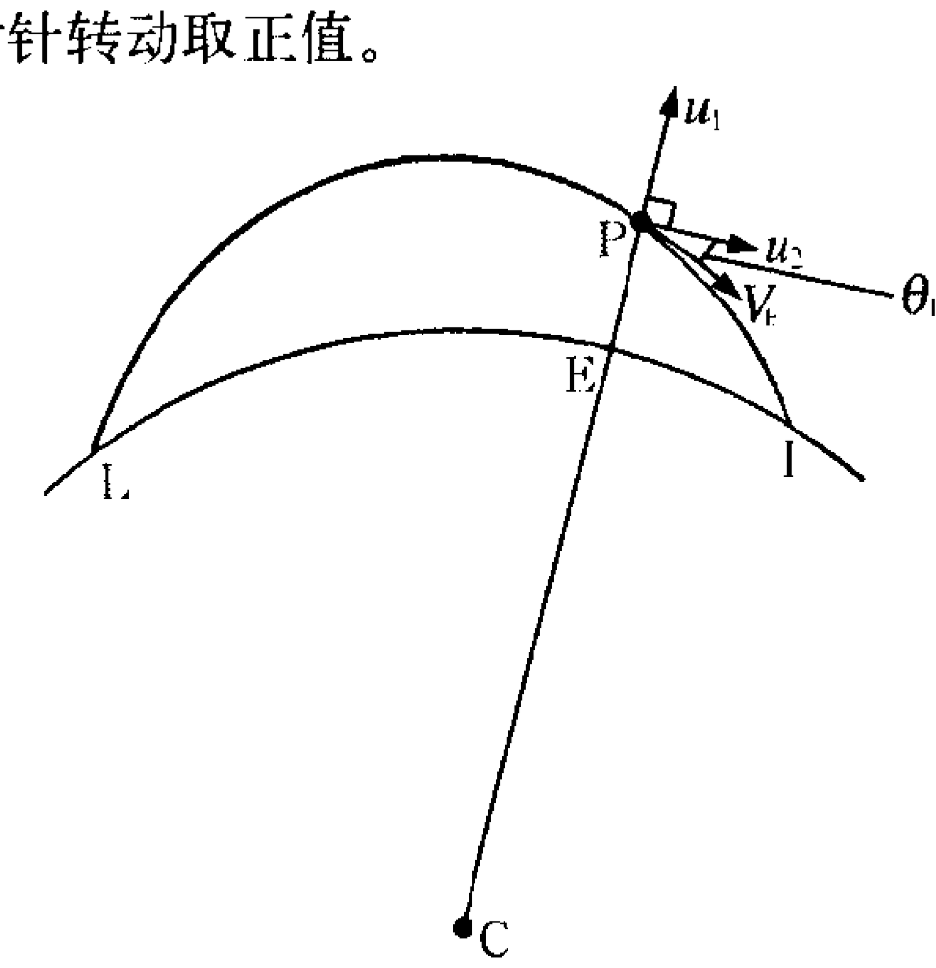
各种防热系统结构示意图

冷凝的工质渗过管壁返回受热区循环使用，多用于空天飞机最高温区；烧蚀结构通过材料烧蚀发生化学反应产生气体，在气流作用下带走大部分热量，只能一次使用，多用于导弹、飞船返回舱或返回式卫星。主动冷却防热结构靠冷却工质带走全部或绝大部分热量，包括发汗冷却、薄膜冷却和对流冷却结构，其中前两种结构由表面喷出的冷却剂遮堵大部分热量，但冷却剂要被烧掉，增加了系统质量，仅能用于小面积严重受热区；对流冷却结构则通过冷却剂在通道或管路中循环，吸收并排除掉大部分热量，冷却剂可以是燃料本身，适合于采用液氢燃料的航天器防热—推进—结构一体化的结构。

（撰写：韩鸿硕　审订：王晓峨）

zairujiao

再入角　reentry angle　又称弹道倾角。弹头等再入飞行器沿飞行轨道飞行到再入点时，在所选用的惯性坐标系中速度矢量与当地水平面之间的夹角。该角是决定再入飞行弹道特性的重要参数之一。从水平方向转到速度方向，顺时针转动取负值，逆时针转动取正值。



再入角的定义

P—再入点；Pu_2—当地水平线；C—地球中心；θ_E—再入角；V_E—再入速度；L—发射点；I—落点；EI—再入距离

（撰写：于德滨　审订：薛成位）

zairu juli

再入距离　reentry range　从再入点的星下点（再入点在地面的投影点）到弹头落点之间的距离。再入距离（或称再入射程）和再入飞行时间占全射程和总飞行时间的2%～3%（参见再入角）。

（撰写：于德滨　审订：薛成位）

zairu kongzhi

再入控制　reentry control　在航天器进入地球稠密大气层期间对其姿态和轨迹的控制。按航天器再入时气动力的特征，将再入航天器分成3类：(1) 弹道式再入航天器；(2) 弹道—升力式再入航天器；(3) 升力式再入航天器。弹道式再入航天器再入大气层期间，只产生阻力不产生升力，或者虽产生升力，但对升力的大小和方向不加控制，因此在再入段其再入轨迹是不能控制的，姿态靠航天器自身慢自旋和气动特性自稳定性保证。弹道—升力式再入航天器在设计时使其质心偏离航天器中心轴线一定的距离。在再入大气层后，在配平状态附近产生一迎角，同时产生一定的升力，升阻比小于0.5。再入过程中通过调整倾侧角改变升力方向，从而调整其再入轨迹，使航天器具备一定的机动能力。俯仰和偏航通道通常按速率阻尼方式稳定姿态，滚动通道进行姿态控制，保证倾侧角跟踪制导指令。倾侧角指令的确定，除考虑轨迹控制外，还要考虑过载和热负荷不至过大。升力式再入航天器具有较大的升阻比，一般大于1.0，除利用倾侧角控制升力方向外，还能调整迎角大小控制升力的大小。除利用反作用控制系统进行姿态控制外，带翼的升力式航天器还采用升降副翼、方向舵以及襟翼等进行姿态控制和升力控制。

（撰写：胡军　审订：李铁寿）

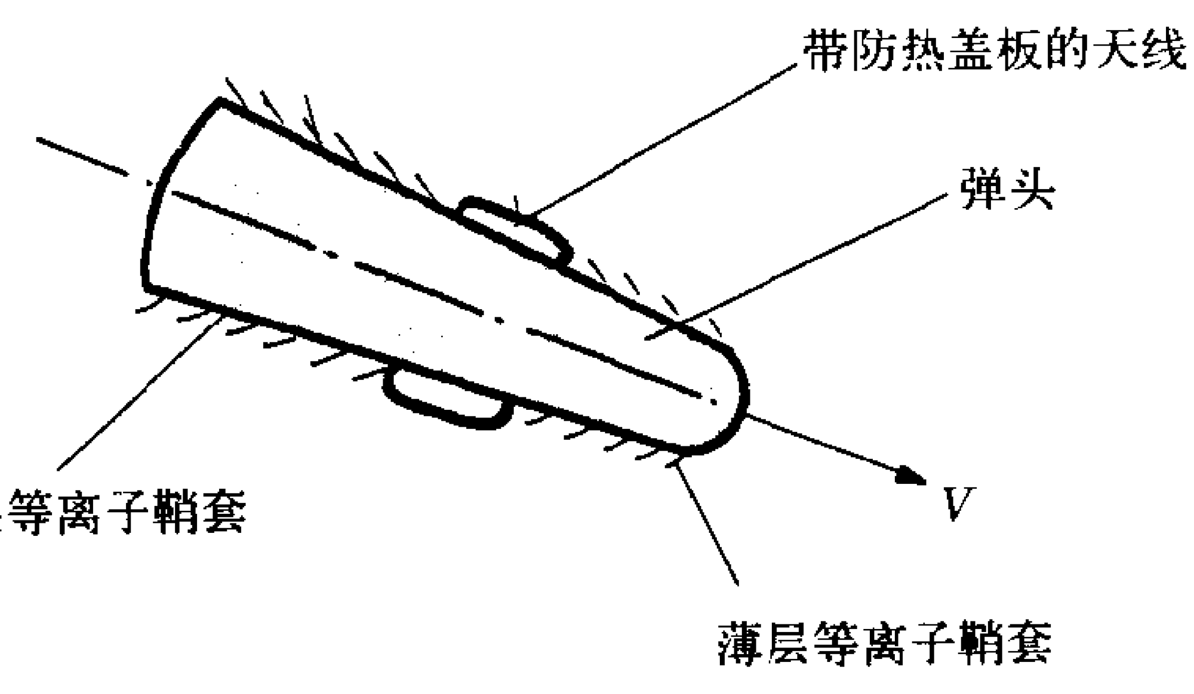
zairu mubiao fushe texing

再入目标辐射特性　reentry target radiation characteristic　从外层空间进入地球大气层的各种飞行器，如弹道导弹的弹头、宇宙飞船的回收舱、可回收卫星的返回舱等在可见光和红外波段的辐射性质。对这些再入飞行器辐射特性的研究是研制反导系统拦截器预警探测装置的关键技术。再入飞行器辐射特性的研究涉及非连续流体力学、化学和热力学的平衡与非平衡状态、流体的层流和湍流状态、再入壳体的烧蚀状态和热解等物理过程，并直接影响再入体及其周围空域的辐射特性。目前尚缺乏此命题的完善理论和计算方法，通过现场测试取得所需数据仍是首选方案。利用地球轨道空间站或航天飞机为测试平台的载体，可解决测点与目标间过大的相对速度，避免测量设备窗口气动加热的干扰，减轻大气路径传输的影响等问题。气动加热使再入体表面温度高达数千度。有关这方面的数据目前仍缺乏公开的资料。美国报道战区导弹防御试验取得初步成功，说明它已基本掌握了再入目标辐射特性的数据。

（撰写：陈光余　审订：孙再龙）

zairu pingbi

再入屏蔽　reentry shield　弹头等再入飞行器返回地球稠密大气层后无线电信号中断的现象。弹头等再入飞行器以超高速进入地球稠密大气层时会产生激波，再入飞行器表面与周围部分气体呈粘滞状态，表面热量散发速度降低，在激波与再入飞行器之间形成一个温度高达几千摄氏度的高温区。高温气体和再入飞行器表面材料的分子会分解、电离和重新复合，形成一个等离子区。它就像鞘套一样包围着再入飞行器，



再入屏蔽与等离子鞘套

故称等离子鞘套。等离子鞘套能吸收和发射电波，使电流衰减。当衰减超过一定限度时，再入飞行器与外界的通信就会中断。

（撰写：于德滨　审订：薛成位）

zairu shujunang

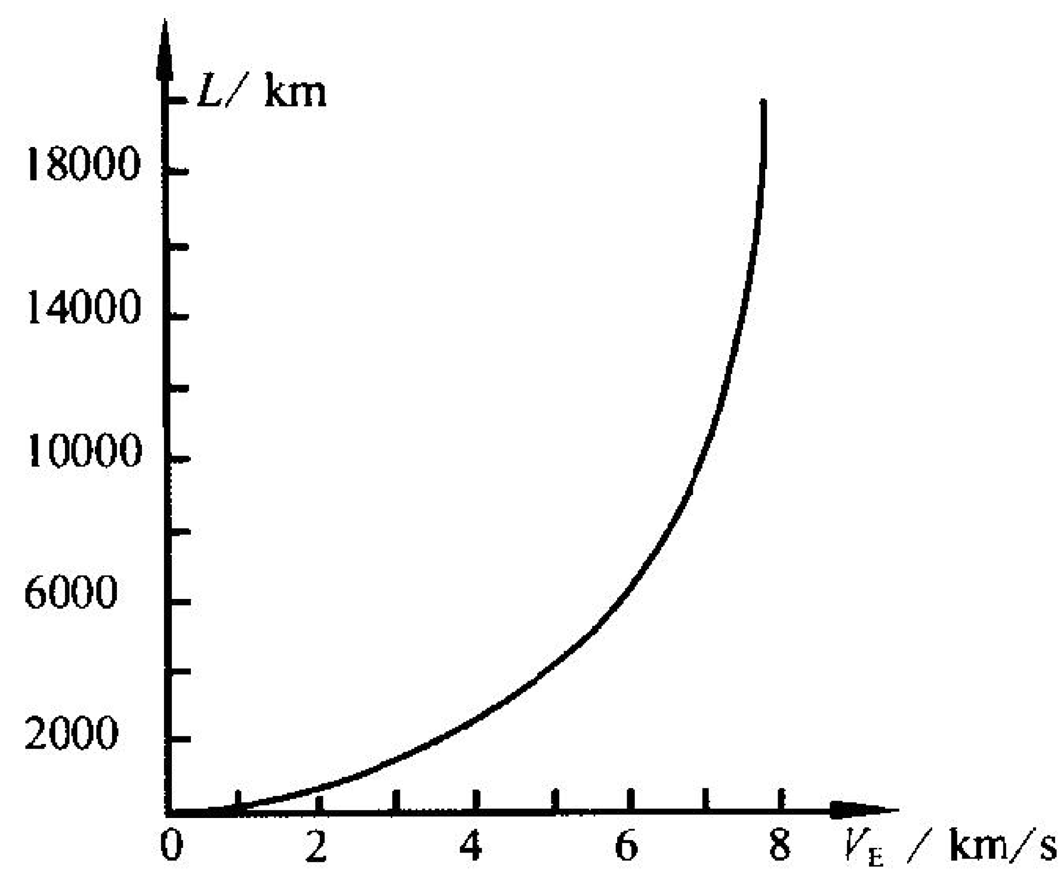
再入数据囊　reentry data capsule　在再入飞行试验中记录数据的装置。它在弹头等再入飞行器降到低空时，从再入体中弹出，并单独回收。它是弥补再入黑障区无线电遥测信号中断，以获取全面的再入数据的一种有效方法。该装置是一个特制容器，内装磁记录设备和回收系统。回收系统由程序控制装置、弹射装置、减速装置、漂浮装置和标位装置组成。

程序控制装置控制数据囊，使它在预定高度上弹射分离，并控制回收系统的各种装置按预定程序进行动作。弹射装置由火药燃气发生器产生强大动力，使数据囊获得一定的分离速度，确保与再入体分离。减速装置使数据囊从分离时的高超声速降到亚声速，然后靠降落伞安全着陆。如在海上回收，漂浮装置可使数据囊以一定的姿态浮在海面上，以保证由无线电信标机、闪光灯和海水染色剂等组成的标位装置正常工作，从而使搜索舰船及直升机等能迅速发现并及时取回。

（撰写：于德滨　审订：薛成位）

zairu sudu

再入速度　reentry velocity　弹头等再入飞行器到达再入点时所具有的速度。再入速度具有方向性，一般称为再入速度矢量。在最优弹道设计的前提下，按再入速度数值的大小，基本上可估算出弹道式导弹的射程。射程 L 和再入速度 V_E 的关系曲线如图所示。



射程与再入速度之间的关系曲线

（撰写：于德滨　审订：薛成位）

zairuti qidong jiare

再入体气动加热　aerodynamic heating of reentry body　以超高速再入地球稠密大气层的导弹弹头、卫星、飞船或其他飞行器，与空气产生剧烈摩擦，以能量的形式对物面发生的强烈的对流热交换。钝头再入体以超声速或高超声速在地球稠密大气层中飞行时，会在再入体前产生弓形脱体激波，激波阵面与再入体表面之间形成激波层。进入激波层的空气被急剧压缩和加热，使处于激波后高温高压下的空气分子被分解和电离，呈现明显的真实气体效应。在高空，进入激波层的气体流动处于化学非平衡状态并充满粘性。随着飞行高度的降低，激波层中的气体流动趋于化学平衡状态，而且此时的粘性影响主要集中在物面附近的边界层中，边界层的流态逐步从层流转换到湍流。再入体气动加热除了与飞行速度、飞行高度和飞行器几何外形紧密相关外，还与激波层中的化学平衡状态、气体的热力学平衡状态（即真实气体效应）以及边界层流态等紧密相关。以马赫数为20～25的超高速在地球稠密大气层中飞行的小钝度端头再入体，其驻点到声速点区域的热流密度高达几万到十几万千瓦每平方米。再入体气动加热受表面粗糙度影响明显，在湍流流态下，其头部上的热流密度可为光滑表面上的热流密度的1～3倍。再入体气动加热中还包含由激波—边界层干扰和激波—激波干扰引起的极其重要的局部加热，此外还有对再入体底部的加热等。

（撰写：孙洪森　审订：安复兴）

zairu tongxin

再入通信　reentry communication　弹头等再入飞行器与地面站或海上站之间的无线电信息传递。遥测数据或指令传输是再入通信的主要内容。再入通信的距离远，信号弱，信息多。为保证有效的通信，地面站或海上站须有灵敏度极高的接收设备和信息处理软件。由于目标是运动的，因而接收天线应对目标进行连续跟踪。对弹头而言，因弹上设备输出功率受条件限制，地面站或海上站须使用大口径天线和低噪声放大器。信息的传输形式可分为模拟通信和数字通信。模拟通信传输的是模拟信息；数字通信要对传递的各种信息进行数字编码，再调制到载波上进行传递。弹头再入通信的一个突出问题是：远程导弹弹头在再入速度大于5 km/s 时，必然出现再入通信的中断问题（俗称弹头进入黑障区）。通信中断时间的长短与多种因素有关。实践证明，弹载通信设备的工作频率越高，越有利于克服黑障区对再入通信的影响。

（撰写：于德滨　审订：薛成位）

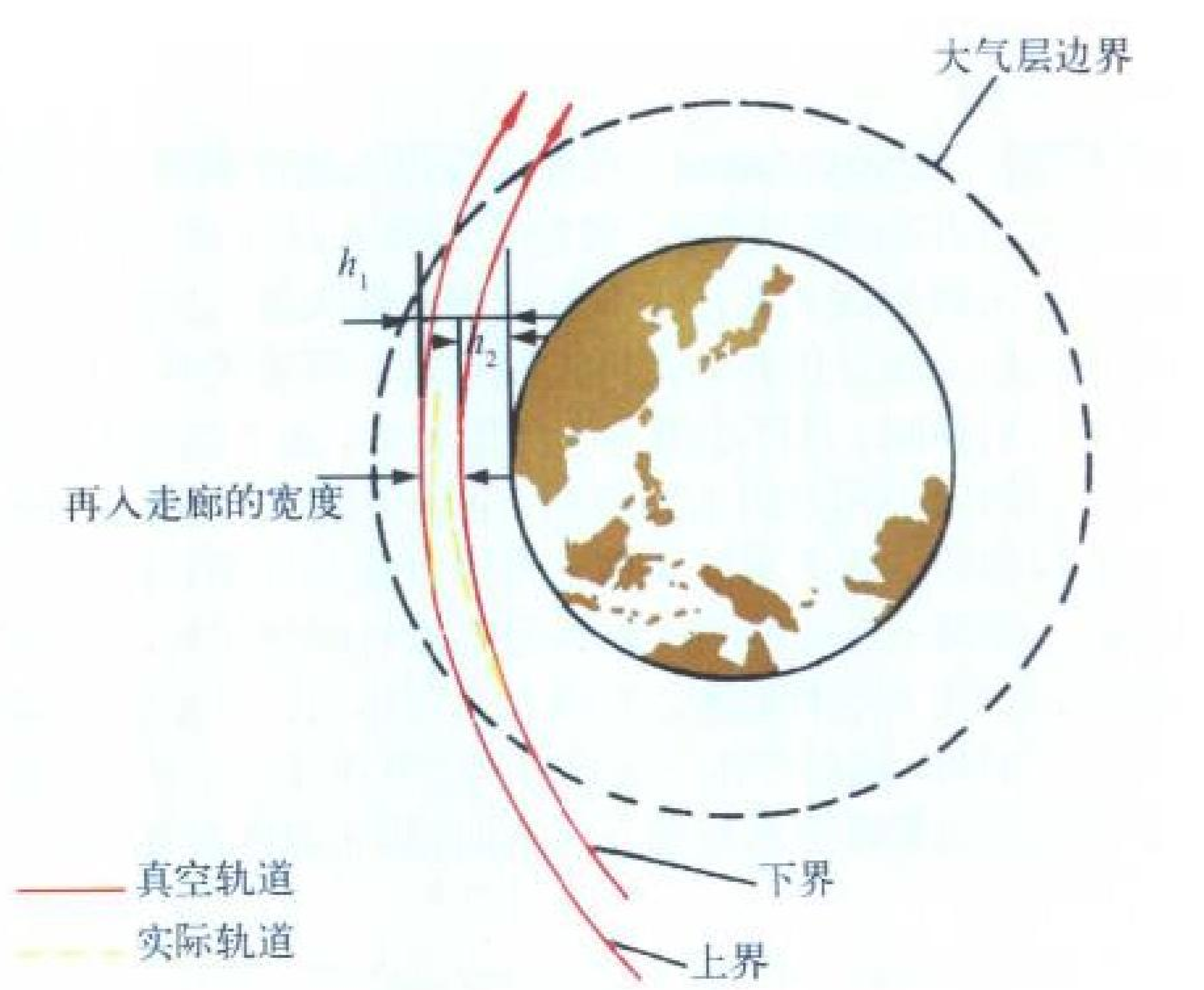
zairu wulixue

再入物理学　reentry physics　研究再入大气层飞行时弹头等再入飞行器与地球稠密大气层相互作用所产生的物理现象的学科。再入物理学的主要研究内容是：(1) 边界层中介质流场运动规律和压力脉动现象的物理数学描述与模拟研究；(2) 与航天员、结构和弹上设备设计紧密相关的热交换与热辐射现象的研究；(3) 再入目标的光、电特性研究（包括介质的离解和电离以及尾迹现象的研究和测量技术）；(4) 电磁波机理、传播、反射、吸收、衰减以及电磁辐射的研究。

（撰写：于德滨　审订：薛成位）

zairu zoulang

再入走廊　reentry corridor　返回器在再入地球稠密大气层时必须经过的由两条不同高度的开普勒轨道所决定的区域。对于不限着陆区的再入走廊，可由返回器再入地球稠密大气层的速度计算出开普勒轨道的近地点高度（在再入角一定的情况下）。近地点较高（图中的 h_1）的一条开普勒轨道是再入走廊的上界，近地点较低（h_2）的一条开普勒轨道是再入走廊的下界，两近地点高度之差称为再入走廊的宽度。上界取决于返回器在近地点的速度，下界取决于允许的最大再入过载。当轨道高于上界时，返回器进入不可捕获区，在一圈飞行之内不能降落在地面上；当轨道低于下界时，返回器进入危险过



再入走廊示意图

载区而失效。当轨道为位于上、下界之间的轨道时，返回器可安全返回地面。要求在预定地区着陆的返回器的再入走廊比上述情况复杂得多。这时要求再入走廊与着陆区域相连，并往往需要用多个轨道参数的允许变化范围来确定再入走廊。

（撰写：李颐黎　审订：李大耀）

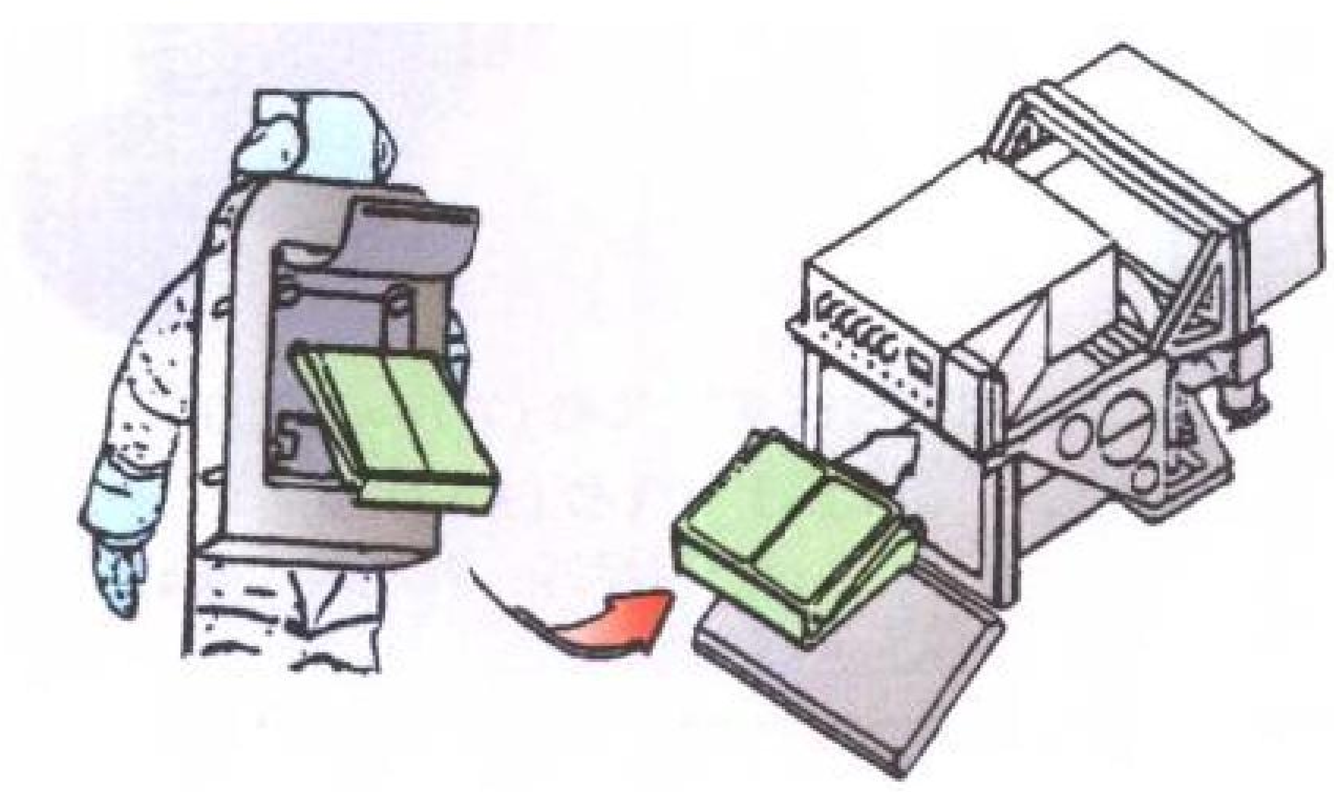
zaisheng lengque

再生冷却　regenerative cooling　在液体火箭发动机中，作为冷却剂的推进剂组元先流过推力室内、外壁之间的冷却套，然后进入燃烧室参与燃烧的一种冷却方式。冷却剂在流过冷却套的过程中，通过对流换热带走燃气传给推力室壁的热量。由于吸收了热能的推进剂组元重新回到推力室燃烧，其能量得到了利用，所以取名为再生冷却。再生冷却一般只用一种推进剂组元作冷却剂。偶尔也采用两种组元，一种冷却燃烧室，另一种冷却喷管。再生冷却要求冷却剂的泵出口压力较高，因而对推进剂供应系统的性能要求较高。作为冷却剂的推进剂组元应具有良好的传热性能。

（撰写：王树声　吴宏斌　审订：刘小渝）

zaishengshi cangwai huodong shengming baozhang xitong

再生式舱外活动生命保障系统　regenerative life support system for extravehicular activity　航天员出舱实施舱外活动作业时携带的可再生的生命保障装备。未来的载人航天舱外活动必将次数更多，时间更长，任务性质也将更为复杂。因此减少舱外活动中的物质消耗，回收并再生航天员及其装备排出的废弃物质具有十分重要的意义。据估计，初期的国际空间站每年的舱外活动时间在2000 h以上，每名乘员8 h舱外活动的物质消耗量达9.6 kg，每年物质消耗数以吨计。舱外活动物质消耗主要是航天员排出气体的净化系统和温、湿度控制系统的消耗。现行方案中，吸收二氧化碳的氢氧化锂材料不能回收和再生。采用水的相变并放出水蒸气来排除废热，从长远观点看是不能接受的。可用于舱外活动的再生式二氧化碳吸收剂包括金属氢氧化物、碱金属碳酸盐和金属氧化物等，其中金属氧化物中的氧化银有最好的应用前景。金属氧化物二氧化碳净化系统由两部分组成，一是再生装置，二是金属氧化物吸收床。这种系统的二氧化碳净化过程和吸收材料的再生过程简单而有效，每次舱外活动完成后，二氧化碳吸收床从舱外活动生命保障装置中取出，并置于舱内的再生装置中（见图）进行再生。完成再生的二氧化碳吸收床再重新安装于系统中，供下次舱外活动使用。再生式舱外活动温度控制系统具有3个特点，即不向外部空间排放物质；通过空间辐射器散热；不受现行系统尺寸的限制。试验证明，该系统可以使液冷服入口水温保持在舒适范围内。



舱外活动二氧化碳吸收床再生系统

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

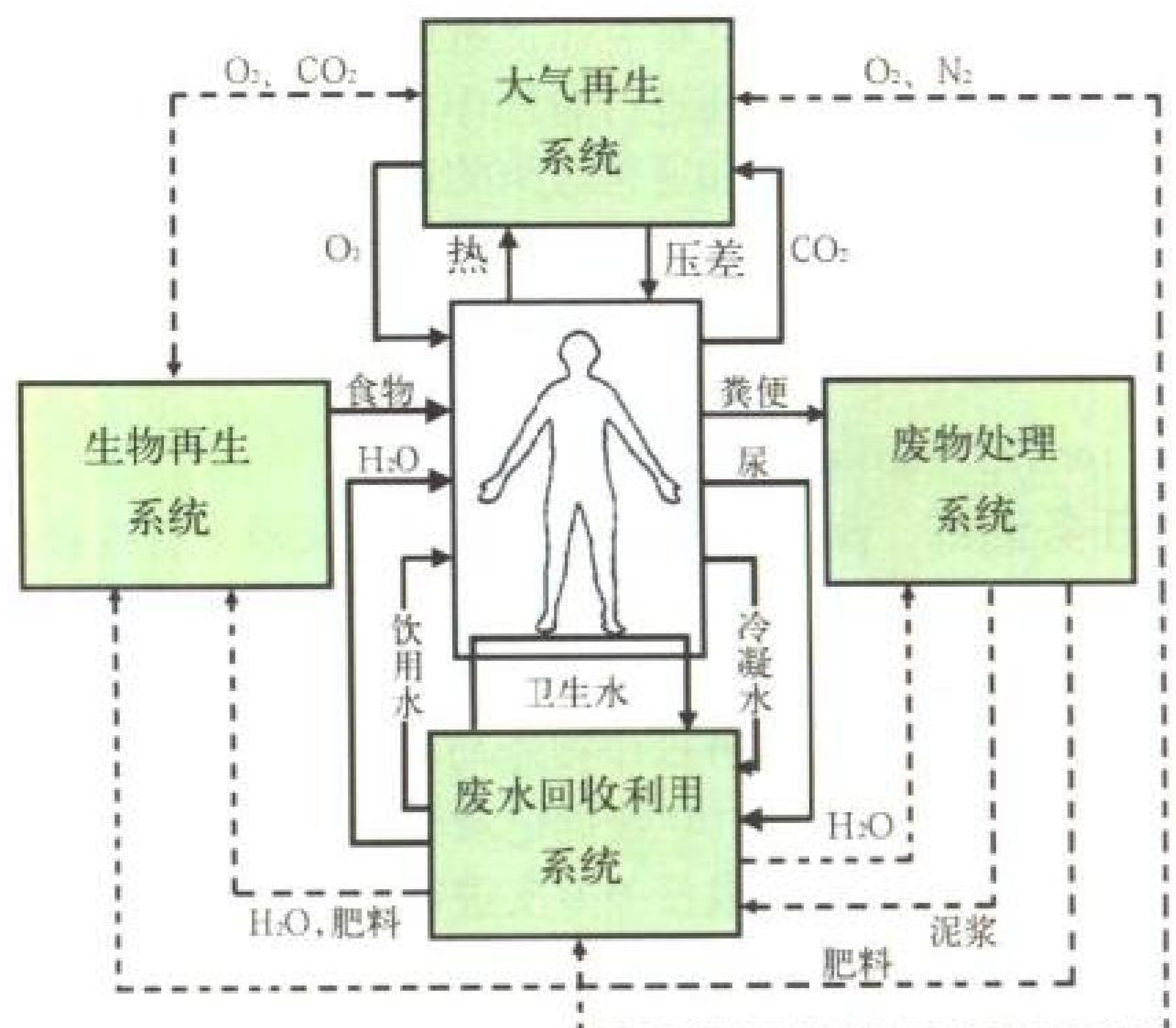
zaishengshi huanreqi

再生式换热器　regenerative heat exchanger　载人航天器再生式生命保障系统中用来回收废热的换热装置。再生式生命保障系统中，为了降低电耗，大量使用再生式换热器，用以回收利用废热。此类换热器既有简单的板翅式换热结构，也有复杂的热泵系统。航天员的饮用水系统有热水和冷水供水口，热水和冷水都经过巴氏温度以灭菌消毒。所供应的冷水即是通过再生式换热器使热水与进来的冷水换热而降过温的水。由于换热器可回收利用热水的废热，从而节省了为进入水加热的功耗。热电式膜蒸发尿液处理与再生系统通过由再生式换热器和热电器件组成的热电泵回收蒸气冷凝潜热给尿液加温。尿液加热器与蒸气冷凝器之间安装大面积的热电器件。尿液中的水分通过渗透蒸发要消耗电能，但蒸气在冷凝器中的相变过程中又会放出潜热，通过热电泵的珀耳帖效应这种冷凝潜热可被用来加热尿液使水蒸发。载人航天器中，使用再生式换热器是节省电能的重要措施。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

zaishengshi shengming baozhang xitong

再生式生命保障系统　regenerative life support system　由氧、水和食物3个闭合回路组成的生命保障系统。系统以人为中心，由大气再生、废水回收利用、废物处理和生物系统组成，如图所示。航天员代谢产生的二氧化碳由大气再生系统处理和再生，产生的氧气供给航天员呼吸；航天员代谢的尿液及生活废水经废水回收利用系统处理和再生，成为饮用水和卫生用水供航天员使用；航天员排出的粪便由废物处理系统处理成为肥料输入生物再生系统，生产出食物供给航天员食用，使航天员3种基本生活物质形成闭环。此外，人与各系统之间还形成某种形式的物质、能量交换。

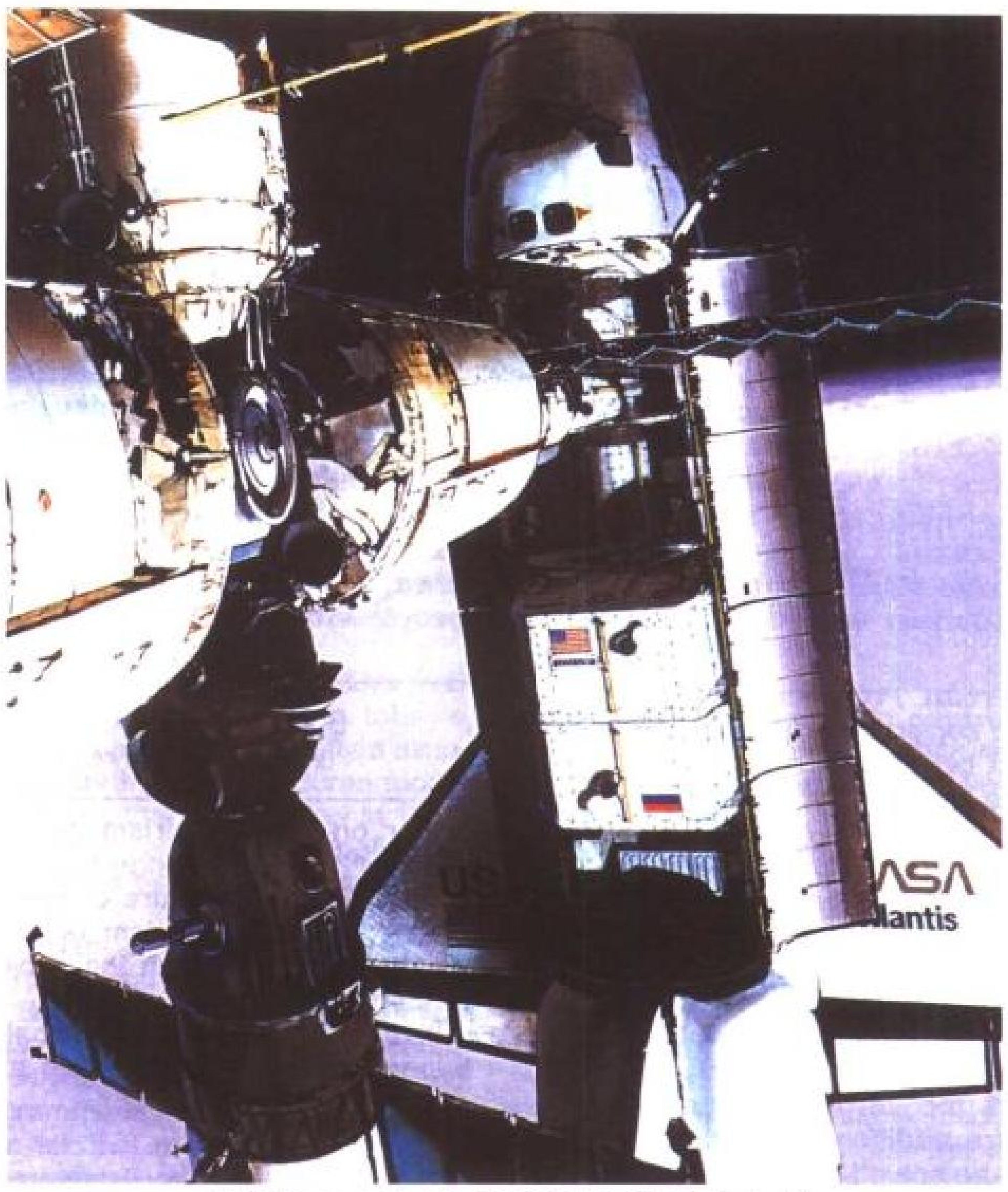


再生式生命保障系统组成方框图

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

zaigui caozuo

在轨操作　on-orbit operation　在轨道上组装、建造和维护空间站等大型空间设施的活动。从广义上说，在轨操作涵盖了空间交会对接、航天员舱外活动和遥科学机器人3项技术及这3项技术的组合。空间站等大型空间设施的各种构件和每个舱段由航天飞机等航天运输系统送入预定轨道之后，首先要进行各个舱段的交会对接，再由航天员通过舱外活



利用航天飞机进行空间站舱段的组装

动或由空间机器人进行组装。空间站运行期间站上失效和老化部件的维修和更换以及空间站有效载荷专家在智能机器人协助下进行遥科学、微重力和生命科学实验，都属于在轨操作技术的范畴。1998年12月7日，“奋进号”航天飞机经交会飞行，向已在轨道上运行的重12 t、长13 m的多功能“曙光号”货舱停靠。然后航天飞机的机械臂把横放在货舱里的13 t重的“团结号”节点舱竖在货舱里，进行了两个舱的轴向对接。同时，航天员还进行舱外作业，完成两个舱段的装配以及流体管路、电缆和通信线路的连接。通过这一系列的在轨操作完成了国际空间站核心舱的首次组装飞行任务。

（撰写：王旭东　审订：吕振铎）

zaihe renwu xunlian

载荷任务训练　payload training　根据航天器上有效载荷项目内容的技术要求，对责任航天员进行有关的技术和操作训练的过程。训练的主要内容包括：(1) 有效载荷任务的相关知识学习；(2) 有效载荷任务操作技能与程序训练；(3) 有效载荷项目的故障检测与维修；(4) 数据记录与处理技术训练等。该项目一般是对载荷专家或任务专家进行训练，如实施载荷展开（如机械臂操作）和回收系统（如摄影、电视及特殊工具等）的技术程序训练。该项训练在飞行任务训练阶段完成，训练完成时间因有效载荷的差异而有所不同。

（撰写：闫晓霞　审订：魏金河）

zairen fanhuiqi zairu

载人返回器再入　manned return vehicle reentry　载有航天员的返回器在返回地面过程中再入地球稠密大气层的过程。由于载人返回器上载有航天员，所以要求返回器再入过载不能超过航天员所能承受的范围。至今工程上实现的载有航天员的返回器包括弹道式再入的载人飞船返回舱、半弹道式再入的载人飞船返回舱和升力式再入的航天飞机轨道器。

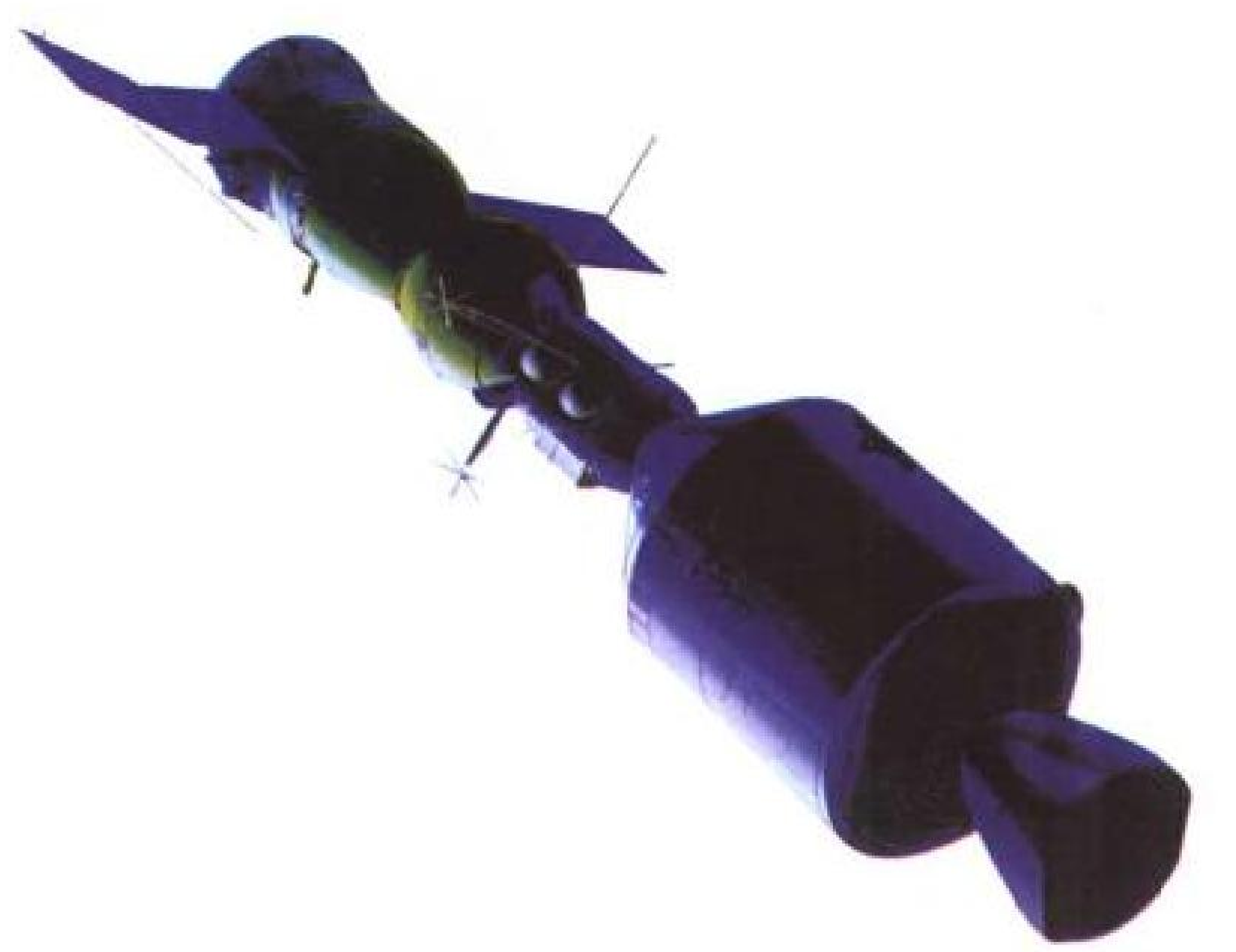
典型载人返回器再入方式和再入特性

所属国家	型号名称	再入方式	最大再入过载(g_0)	备　注
前苏联	“东方号”	弹道式	9～10	从绕地轨道返回
美国	“水星号”	弹道式	7.7～8	从绕地轨道返回
美国	“双子星座号”	半弹道式	4～5	从绕地轨道返回
前苏联	“联盟号”	半弹道式	3～4	从绕地轨道返回
美国	“阿波罗号”	半弹道式	6	从绕月球返回
中国	“神舟号”	半弹道式	3～4	从绕地轨道返回
美国	航天飞机轨道器	升力式	2～2.5	从绕地轨道返回

（撰写：李颐黎　审订：李大耀）

zairen feichuan

载人飞船　manned spacecraft　由运载火箭发射进入宇宙空间，有人驾驶和乘坐并进行载人航天活动后返回地面的无翼载人航天器。一般不能重复使用。主要用于近地轨道飞行试验（包括载人航天技术试验和各种科学实验），进行对地观测、勘探和军事侦察，向空间站运送人员和货物，进行载人登月飞行以至行星际飞行。自1961年前苏联和美国首次发射载人飞船以来，至2000年共已发射百余艘，主要有前苏联／俄罗斯的“东方号”、“上升号”、“联盟号”、“联盟”T和“联盟”TM飞船及美国的“水星号”、“双子星座”和“阿波罗”(登月)飞船。载人飞船一般由乘员舱（或称座舱、指令舱，也是返回舱）、轨道舱、服务舱和应急救生装置组成。主要包括结构系统，防热系统，制导、导航和控制系统，推进系统，环境控制和生命保障系统，测控、通信系统，返回着陆系统和救生系统。载人飞船的关键技术主要有航天员安全救生、生命保障、飞行器可靠性要求与保障、返回着陆、控制、气动热力学和防热结构与材料。载人飞船技术的发展方向是研制可以重复使用的载人飞船和乘员返回飞行器，并探索可以多次重复使用的垂直起降、单级入轨飞船。



美国“阿波罗”飞船（右）和前苏联“联盟号”飞船（左）对接

（撰写：韩鸿硕　审订：刘恒振）

zairen feichuan anquanxing

载人飞船安全性　manned spacecraft safety　载人飞船在地面试验的各个阶段，不因飞船故障对人员及设备造成损害的能力和从航天员进舱至航天员返回着陆，不因飞船故障导致航天

员伤亡的能力。为达到载人飞船的安全性要求，在飞船总体方案可行性论证和飞船方案设计时，就要确定安全性指标和安全性指标的分配，同时要进行初步危险性分析，初步列出安全性设计中可能需要特别重视或需要作深入分析的危险部位。在此基础上进行总体和分系统危险性分析，确定飞船总体和分系统安全性设计的重点部位，特别要注意分系统之间的接口的危险因素（包括在安全性关键部位的操作中可能人为造成的差错）。在确定飞船的使用和故障模式时，应开展使用和保障安全性的分析。通过各个环节的危险性分析，明确影响飞船安全性的部位，从而可以确定为消除危险或减少有关风险所需要的硬件和软件的技术状态和相关设施，达到载人飞船安全性指标要求。确保航天员的安全是载人飞船设计的首要任务，在设计、使用和故障模式的安全分析的基础上，载人飞船在地面试验、发射、运行直至返回着陆的各个阶段均应采取安全性措施。

（撰写：吴开林　审订：吴健生）

zairen feichuan fuzhuoluchang

载人飞船副着陆场　manned spacecraft backup landing site　又称备用着陆场。载人飞船主着陆场的气象备份着陆场。根据载人飞船返回舱的着陆安全性要求，当主着陆场出现雷电或风力大于某一速度的天气情况时，返回舱须转至副着陆场着陆。副着陆场的场区选择条件和技术装备规模应基本和主着陆场相同，但考虑到其使用频度相对较小，某些要求可适当放宽，装备规模可适当从简。副着陆场应和主着陆场不同时受到同一有害天气系统的影响，即两着陆场的气象相关性要小，因此往往要求副着陆场远离主着陆场一定距离。副着陆场最好选在主着陆场的同一返回轨迹上，以便综合利用为返回制动、舱段分离和返回舱再入等关键飞行段而设置的地面测控设施和设备。　（撰写：夏南银　审订：刘志逵）

zairen feichuan huishou xitong

载人飞船回收系统　manned spacecraft recovery system　又称载人飞船着陆系统。为载人飞船返回舱安全着陆而设置的各种装置的组合。返回舱再入地球稠密大气层后，下降到20 km左右的高度时达到稳定下降状态，如果不采取进一步减速措施，返回舱将以相当大的速度（100 m/s左右）撞到地面而坠毁。返回舱一般选用钟形气动外形。这类返回舱在亚声速区域的姿态运动往往是不稳定的，表现为大幅度的摆动、旋转甚至翻滚，致使航天员头晕，引起黑视，甚至晕厥。回收系统在这个临界时刻开始工作，首先展开稳定减速伞使返回舱保持姿态稳定并获得初步减速，随后展开主降落伞使返回舱进一步减速后直接在海上溅落，或借助缓冲装置在陆上软着陆。载人飞船回收系统主要由降落伞装置、着陆缓冲装置、控制装置和作动装置组成，基本上与卫星回收系统相同。但对载人飞船回收系统来说还有几项特殊要求：(1) 要求具有更高的可靠性，为此须设置备份伞；(2) 要求着陆冲击过载低于人体耐受限度，为此须采取着陆缓冲措施或设有着陆缓冲装置；(3) 要求既有陆上软着陆又有海上溅落的能力，因此即使以海上溅落为主的飞船，也须设有陆上软着陆所需的缓冲装置；(4) 要求既适应从太空返回的正常着陆，又适应从零高度至高空逃逸救生后的应急着陆，因此控制装置不仅有正常着陆程序，而且备有几种应急着陆程序。此外，根据飞船总体的需求，回收系统还可配备标位装置、漂浮装置和扶正装置等特设装置。　（撰写：李惠康　审订：李大耀）

zairen feichuan kekaoxing

载人飞船可靠性　manned spacecraft reliability　载人飞船在经历发射、轨道运行和返回等各种环境条件时，在规定任务时间内，能够完成规定任务的能力（概率）。飞船的可靠性是飞船设计的主要技术指标之一。它又取决于飞船分系统各单元的可靠性。由于载人飞船的特殊性，除了有效载荷之外，还有航天员，它的可靠性要求比不载人的航天器（卫星）高得多。因此除卫星上一般采用的可靠性设计方法之外，还必须从保证航天员的安全出发，采用多种技术进行可靠性设计，包括容错和冗余设计及高可靠性元器件的利用等。载人飞船可靠性其它方面的内容参见航天器可靠性。

（撰写：吴开林　审订：吴健生）

zairen feichuan zhuzhuoluchang

载人飞船主着陆场　manned spacecraft main landing site　载人飞船返回舱（航天员座舱）正常返回并安全着陆（或溅落）与回收的预定地面区域（或海域）。为了确保载人飞船能够安全着陆，着陆场区一般应满足以下条件：(1) 着陆场的位置应选在载人飞船飞行地面轨迹尽可能多圈次通过的，或利用飞船返回舱在大气中飞行所具有的横向机动能力使飞船返回舱能达到的地区。(2) 着陆场的范围大小应满足飞船返回舱实际着陆点的散布区域的要求，通常返回舱实际着陆点的散布区域取其均方根偏差值的3倍。同时应考虑弹道式再入应急返回着陆误差。(3) 为确保用降落伞降落、用反冲火箭缓冲软着陆的返回舱安全触地，着陆场应地形开阔平坦，地表坚硬，无大型工业设施和大型居民区。(4) 为使返回舱着陆正常和不延误回收作业时间，着陆场当时的气象条件要求无雷电，无冰雹，地面风速不超过6～7级，空中云量不超过30%，云幕高度不低于450 m，能见度不小于5 km，海况不超过6级。

（撰写：夏南银　审订：刘志逵）

zairen feichuan zhuoluchang xitong

载人飞船着陆场系统　manned spacecraft landing site system　载人飞船的着陆场和对返回着陆后的航天员及返回舱实施搜索救援与回收以及进行返回轨道末段跟踪测量的系统。载人飞船着陆场系统是载人飞船工程的一个组成部分。着陆场区一般分为主着陆场、副着陆场和应急返回着陆区3类。着陆场系统的技术装备一般安装在运动载体（如飞机、直升机、车辆、舰船等）上，包括跟踪测量设备、空中搜索救援与回收装备、地面搜索救援与回收装备、航天员医监医保设备、气象保障设备和通信设备等。主着陆场的技术装备必须配套齐全，以满足快速搜索救援航天员的时间要求，其他场区可根据使用频度、场区环境等因素相应从简。

（撰写：夏南银　审订：刘志逵）

zairen hangtian

载人航天　manned spaceflight　载人航天器在地球大气层以外的宇宙空间（太空）的航行活动。载人航天活动的主要目的是人在太空直接参与探索、开发和利用太空以及天体（包括地球）。载人航天包括环绕地球的运行（如载人飞船、航天飞机和空间站等在轨飞行）及飞往月球（如"阿波罗"登月飞行）或飞往其他行星（如设想中的载人登火星）的航行。载人航天的关键是航天员参与航天活动。载人航天器与不载人航天器的最大区别是载人航天器必须设置环境控制和生命保障系统，保证航天员在载人航天器发射入轨、在轨飞行和返回着陆时



图 1 航天员在航天飞机上阅读

能正常工作和生活。载人航天验证了航天员在微重力和太空其他条件下较长时间生活和工作的状况和能力。通过载人航天活动，可进行有航天员参与的对地观测、微重力材料加工、生命科学研究、空间维修和空间组装等，也实现了从月球采集土石标本并运回地球的愿望。

（撰写：王景泉 审订：张照炎）

zairen hangtian fushe jiliang xianzhi

载人航天辐射剂量限值 limit of radiation dose for manned spaceflight 为防止确定性效应并将随机性效应限制在可以接受的水平内而为航天员规定的辐射剂量限值。现在国际上尚无统一标准，已形成该限值标准的国家有美国、俄罗斯和中国。美国按皮肤、眼晶体和骨髓的当量剂量提出30天(1.5 Sv, 1.0 Sv, 0.25 Sv)、一年(3.0 Sv, 2.0 Sv, 0.50 Sv)和一生(6.0 Sv, 4.0 Sv, 1.5 Sv)职业限值。前苏联/俄罗斯按等同当量剂量（等同于均匀照射）提出飞行3年以内的剂量限值标准由以下公式确定



图 2 航天员在航天飞机上瞭望

$$D=0.05+[1-\exp(-t/72)]\ (\mathrm{Sv})$$

式中 t 为飞行时间，单位为月。标准还规定一次急性照射的剂量限值为0.5 Sv。中国按皮肤当量剂量提出3天(0.15 Sv)、7天(0.20 Sv)和30天(0.40 Sv)的限值标准。根据空间飞行条件的限制和可合理达到且尽可能低的原则，载人航天的辐射剂量限值一般比地面辐射职业工作人员的限值高一些。迄今为止，载人航天的辐射剂量远未到达限值剂量水平。

（撰写：祁章年 审订：魏金河）

zairen hangtian gongcheng

载人航天工程 engineering of manned spaceflight 实现人直接在太空参与探索、开发和利用空间及地球以外天体资源的综合性工程技术。主要包括载人航天器、运载器的研究、设计、制造、试验、发射、飞行、返回、控制和管理，航天员的选拔与培训以及发射场、着陆场、测控通信系统的设计与建造等。载人航天工程是规模大、投资巨大、可靠性要求高的复杂系统工程，因此无论是大系统总体，还是其组成部分，都必须严格按照系统工程的理论和方法组织实施。目前已实施的载人航天工程有载人飞船工程、航天飞机工程和空间站工程，今后还将实现建立月球基地，即人登上月球开发月球资源的工程以及人登上火星进行开发的工程等。

（撰写：王景泉 审订：龚念曾）

zairen hangtian kongjian huanjing moni shiyan

载人航天空间环境模拟试验 manned spaceflight space environment simulating test 在地面（或空中）模拟空间环境，对航天员或有航天员参与的航天器进行的试验。这类试验主要有：(1) 模拟微重力的中性浮力试验。试验中将被试验对象全部浸泡在水中，精确地调整配重漂浮器的浮力大小，使浮力与重力互相抵消，产生一种随机平衡的漂浮感觉，试验对象似乎处于失重状态，可获得与空间十分相似的6个自由度运动，可做全尺寸模型试验。其目的是研究微重力环境对航天员产生的生理效应；对航天员进行舱内适应性训练及舱外活动和空间操作能力训练等；检验在失重环境中飞船和空间站的设计合理性，验证航天器之间交会和对接的准确性。(2) 航天员与载人航天器组合体的热真空试验。其目的是在热真空条件下检验航天员舱内操作、紧急救生、出入座舱、使用舱外活动装置、使用舱外生命保障系统等的情况。热真空条件（见空间环境模拟器）下应具备供航天员活动的试验空间以及供航天员进出空间环境的气闸舱系统、消噪声系统、灭火系统、供氧系统、航天员生理监测系统、通信和测试系统等。其他试验还有模拟微重力环境的失重飞机试验、无摩擦力模拟台试验和悬索式月面重力模拟器试验等。

（撰写：黄本诚 审订：王 立）

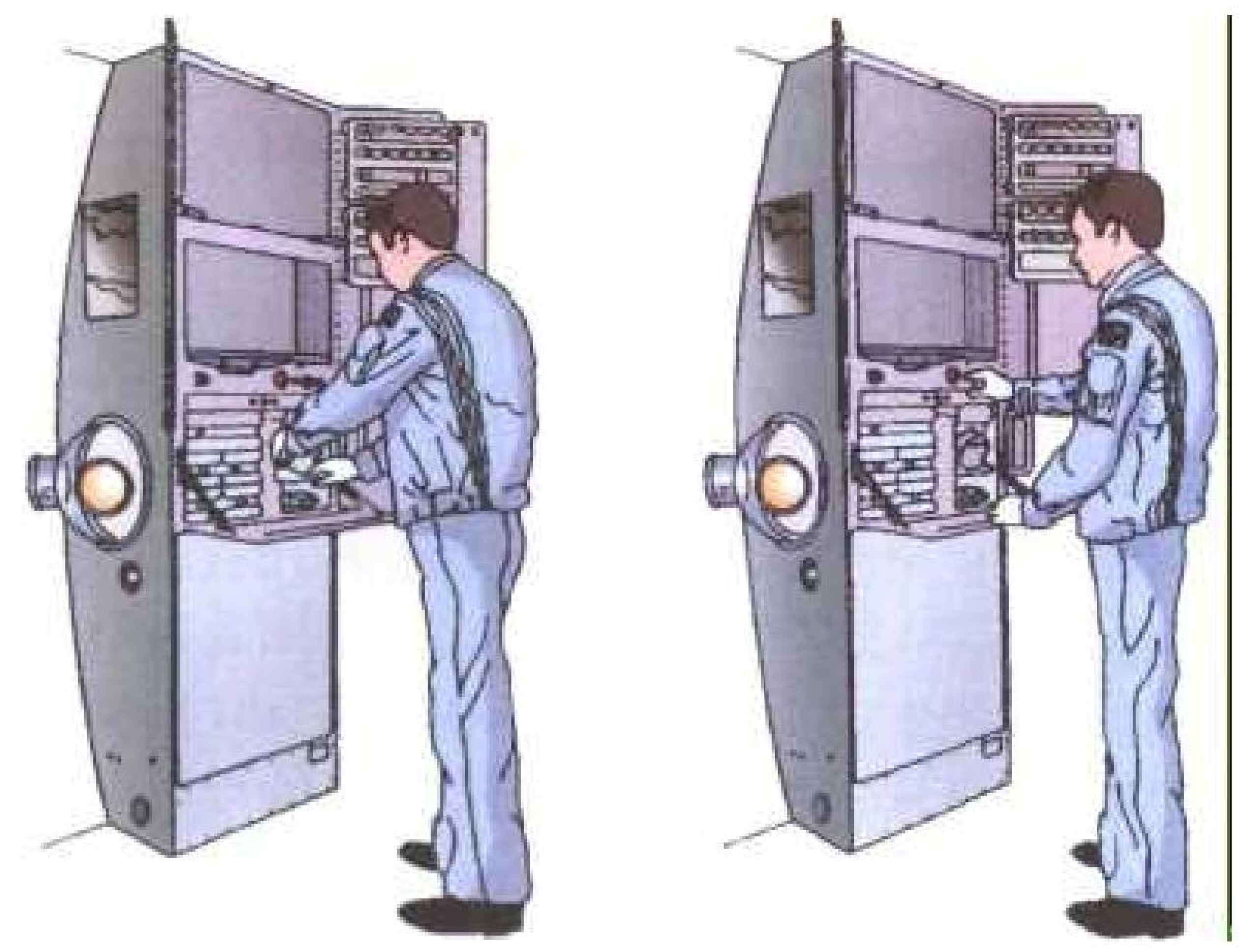
zairen hangtianqi

载人航天器 manned spacecraft 由人驾驶和乘坐并从事各种航天活动的航天器。主要包括载人飞船、航天飞机、空天飞机、空间站、应急救生飞行器以及各种载人星际飞行器等。典型的载人航天器如前苏联/俄罗斯的“东方号”、“上升号”、“联盟号”系列载人飞船和“礼炮号”、“和平号”空间站，美国的“水星号”、“双子星座号”、“阿波罗号”载人飞船和“天空实验室”空间站、“哥伦比亚号”、“挑战者号”、“发现号”、“亚特兰蒂斯号”和“奋进号”航天飞机以及国际空间站。航天员乘载人航天器可以完成航天运输，释放、维护、回收卫星等航天有效载荷，对地观测、勘探、军事侦察，各种空间实验和加工制造，空间站等空间结构组装，月球探测、星际探测和航行等多项航天活动。载人航天器的关键技术主要是保证航天员安全的应急救生技术、航天器质量与可靠性技术、环境控制和生命保障技术、防热技术等。

（撰写：韩鸿硕 审订：刘恒振）

zairen hangtianqi shipin gongying

载人航天器食品供应 food supply for manned spacecraft 载人航天器在空间飞行过程中对航天员的饮食供应。由初期的载人飞船到现代国际空间站，航天员的饮食供应经历了很大的变化。早期的飞船舱内空间狭小，航天员活动受到限制，供食供水十分简单，如使用挤压式管状供食方法。现代载人航天器舱内活动空间大，设有较完善的餐饮供应设备。美航


为脱水食物复水　　压加水按钮

航天飞机乘员在制备食品

天飞机根据乘员人数和飞行时间不同，食品供应量有2人1天到7人30天的供应标准。机上设有食物储藏和食品制备设备；在轨期间每人每日三餐，并提供小吃食品，发射日供应两餐，返回日供应一餐，此外还储备96 h的应急食品。食物有单件包装的脱水食物及饮料；热水加热到68～73℃，冷水温度为7～12℃。7名乘员的正餐可在90 min内加热完成。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

zairen hangtianqi shuizhi jianceqi

载人航天器水质监测器　water quality monitor for manned spacecraft　监测载人航天器、尤其是长期载人航天器的饮用水和卫生用水水质状况的仪器。短期飞行的载人航天器主要借助于杀菌剂控制水中微生物的繁衍，飞行中对水质不加监测。长期飞行的大型载人航天器采用水再生系统供水，水质监测成为保证乘员健康必不可少的重要措施。水质监测的主要参数有总有机碳、pH值、电导率和碘（杀菌剂）的浓度，对于尿液回收系统还要监测氨的含量。总有机碳浓度的测定是通过定量分析氧化分解的有机物产生的二氧化碳取得的，实际的测量系统必须有几个中间过程才能取得精确的和重复性良好的分析结果。碘含量的监测是根据它对紫外／可见光能的强烈吸收特性设计的，碘的吸收光谱特性主要集中在204 nm的波长。氨含量的监测是借助于一个光敏电极进行的，电极反应与氨浓度的对数成比例。pH值监测是采用一个特殊pH电极进行的，电极安装在一个低氯半电池中，密封外壳充注胶质氯化钾。电导率测定以25 ℃纯水（电导率为0.0448 μs/cm，此点水的pH值为7.0）为依据，通过检测pH值进行。

（撰写：尚传勋　审订：范合林）

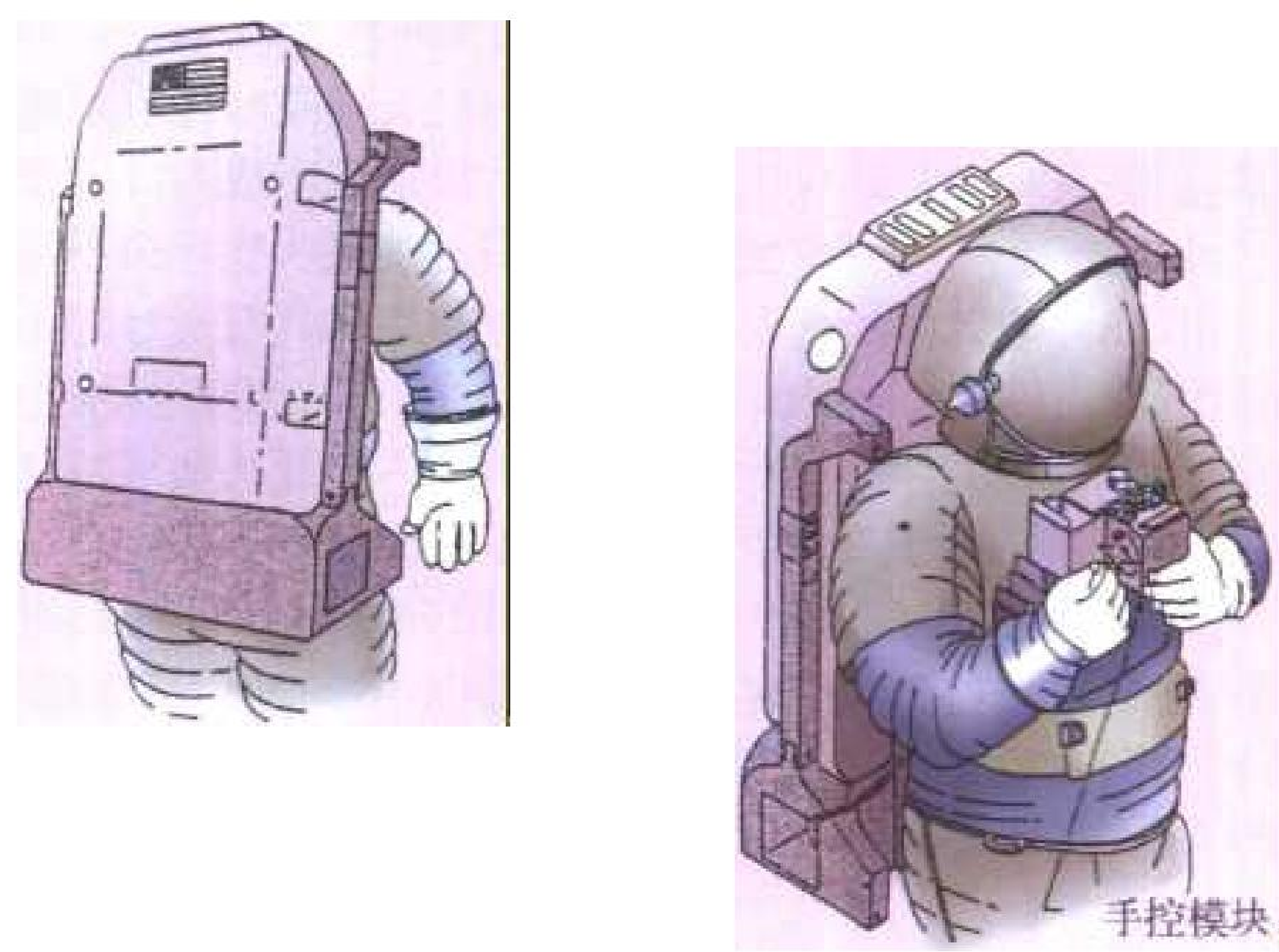
zairen hangtian zhencha

载人航天侦察　manned spaceflight reconnaissance　飞船、航天飞机和空间站等载人航天器上的航天员在在轨飞行期间借助目视观察系统直接对地进行观察，以获得更加丰富、准确和实时的军事信息的一种军事侦察技术。载人航天侦察使用的观察系统由长焦距日视望远镜、高分辨率摄像装置、成像记录器和光线调制及成像记录用的手动控制装置组成。发展载人航天侦察技术对于实现对地面的陆、海、空全方位指挥和控制，以及对未来立体战争的战略战术的发展将产生重要影响和作用。

（撰写：张　建　审订：常际军）

zairen jidong feixingqi

载人机动飞行器　manned maneuvering unit (MMU)　又称载人机动装置或喷气背包。航天员进行舱外活动时所携带的一种微型载人飞行平台。载人机动飞行器主要由结构、能源、热控、通信、遥测遥控以及制导、导航和控制（GNC）分系统组成。其中GNC分系统由小型高效冷气推进系统、惯性组件、激光雷达、CCD摄像机以及数字、图形显示和控制器组成。航天员通过操纵GNC人—机控制系统，实时控制载人机动飞行器的飞行轨迹和姿态。载人机动飞行器通过其舱外活动支持系统对推进系统加注高压气体，为能源系统充电，并完成对载人机动飞行器的测试。载人机动飞行器一般可供航天员舱外活动6 h。美国在20世纪60年代最早研制了载人机动飞行器，称作喷气推进靴。随后研制了手控式机动飞行装置（HHMU）和航天员个人机动飞行装置（AMU）。1984年美国开始研制第三代载人机动飞行器。在航天飞机STS-41B飞行任务中，航天员携带载人机动飞行器修复了已失控的一颗科学卫星，并捕获了两颗失控的通信卫星，由航天飞机带回地面返修。1994年9月，美国在航天飞机上首次试验了为国际空间站舱外活动研制的舱外救援轻便飞行器（SAFER）。它重38 kg，是最先进的第四代载人机动飞行器。

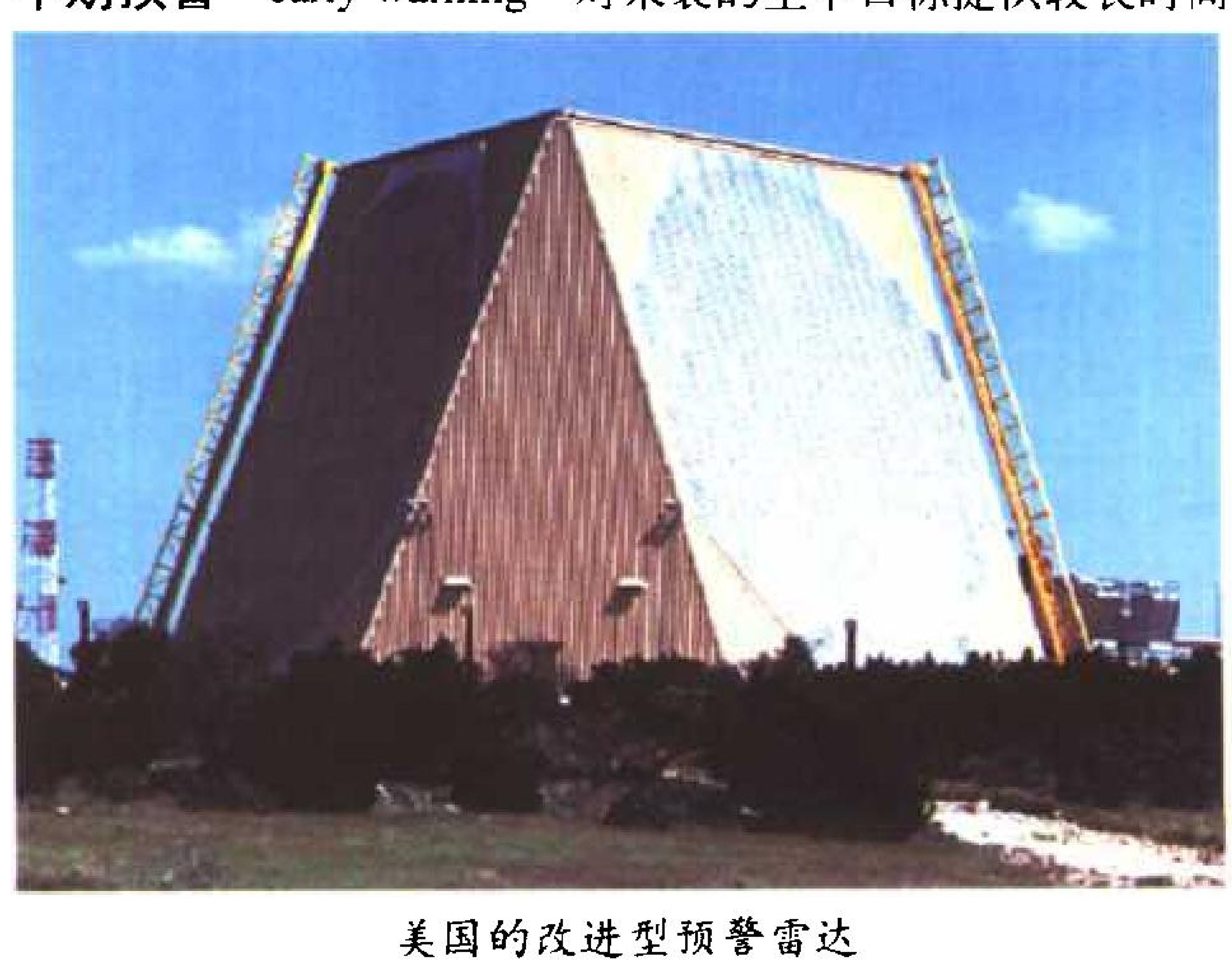


载人机动飞行器

（撰写：王旭东　审订：李铁寿）

zaoqi yujing

早期预警　early warning　对来袭的空中目标提供较长时间


美国的改进型预警雷达

的告警信息，以使防御系统提前做好战斗准备的技术。空中目标可能是弹道式导弹或其弹头，也可能是空袭飞机或巡航导弹等。早期预警探测设备可能是地面远程预警雷达或天基卫星预警系统等。早期预警一般只给出空袭警报，提供目标大致来袭方向，并预测弹着区。用于反导防御的地面早期预警雷达如俄罗斯1983年投入使用的“达利雅尔”莫斯科反导防区早期预警雷达。它是一种米波段的脉冲相控阵天线雷达，对有效散射截面为0.1 m² 的弹头的作用距离为6000 km，其搜索发现目标的覆盖空域为方位90°，高低40°，能同时跟踪20个复杂的目标。美国天基预警系统有“国防支援计划”地球静止轨道预警卫星和“天基红外系统—高轨道”卫星。卫星采用红外探测装置，探测助推段飞行的弹道导弹的尾焰，通过中继通信卫星将预警信息发送到反导防御拦截系统，使拦截系统准备或实施拦截。天基早期预警系统比地基预警雷达能提供更早的预警信息。 （撰写：张志鸿　审订：林玉琛）

zaosheng fanghu

噪声防护 noise protection　在噪声传输途径中所采取的减少噪声危害的必要措施。一般采用隔声、吸声法来降低噪声强度。飞行头盔与密闭供氧头盔有较好的隔声效果；耳罩和耳塞是良好的耳防护器。现在许多国家都制定了以保护听力为目的的噪声容许标准，每日接触噪声环境8 h，容许噪声级为85～90 dB (A)。载人航天中规定的航天噪声容许值是减少和防止噪声对航天员不良影响的有效措施。在载人航天器的上升和返回段，一般规定到达航天员耳边的最大噪声级不超过115 dB (A)，它以保护航天员听力不受损害和具有良好的语言通信能力为目标。美国国家航空航天局STD-3000标准中给出，航天飞机发射时舱内噪声为118 dB (A)，经头盔衰减到航天员耳边噪声级为92.7 dB (A)。俄罗斯国家标准规定，在载人航天器发射和下降段作用于航天员的噪声水平不应超过80 dB (A)。轨道段航天噪声容许标准主要以不影响航天员睡眠休息和工作效率为目的。短期航天飞行舱内噪声容许水平为75 dB (A)，长期飞行为60～65 dB (A)。

（撰写：杨天德　审订：魏金河）

zaosheng he xinzaobi

噪声和信噪比 noise and signal-to-noise ratio　噪声是叠加在有用信号上，使有用信号的信息内容模糊的，除统计意义外难以预测的随机扰动。噪声的统计特性包括描述噪声各频率分量功率分布的功率谱。功率谱均匀的噪声称为白噪声。衡量噪声对信号影响的程度的参量是信噪比，定义为信号功率与噪声功率之比，通常用分贝表示。

（撰写：周顺林　审订：唐玉川）

zaosheng shengli xiaoying

噪声生理效应 physiological effects of noise　噪声对人体生理系统所造成的影响。在载人航天中，航天员一直面临噪声的刺激，尤其在上升和返回时噪声刺激强度更大。噪声不仅对听觉器官有重要影响，还可以引起中枢神经系统及心血管、消化、免疫、内分泌等系统的不良反应。噪声对听觉器官的影响主要是引起暂时性听力损失或永久性听力损失，还造成内耳形态学上的变化。早期，内耳螺旋器的外毛细胞轻度破坏；中期，外毛细胞重度破坏或完全丧失，内毛细胞出现损伤；晚期，螺旋器完全破坏。

（撰写：杨天德　审订：魏金河）

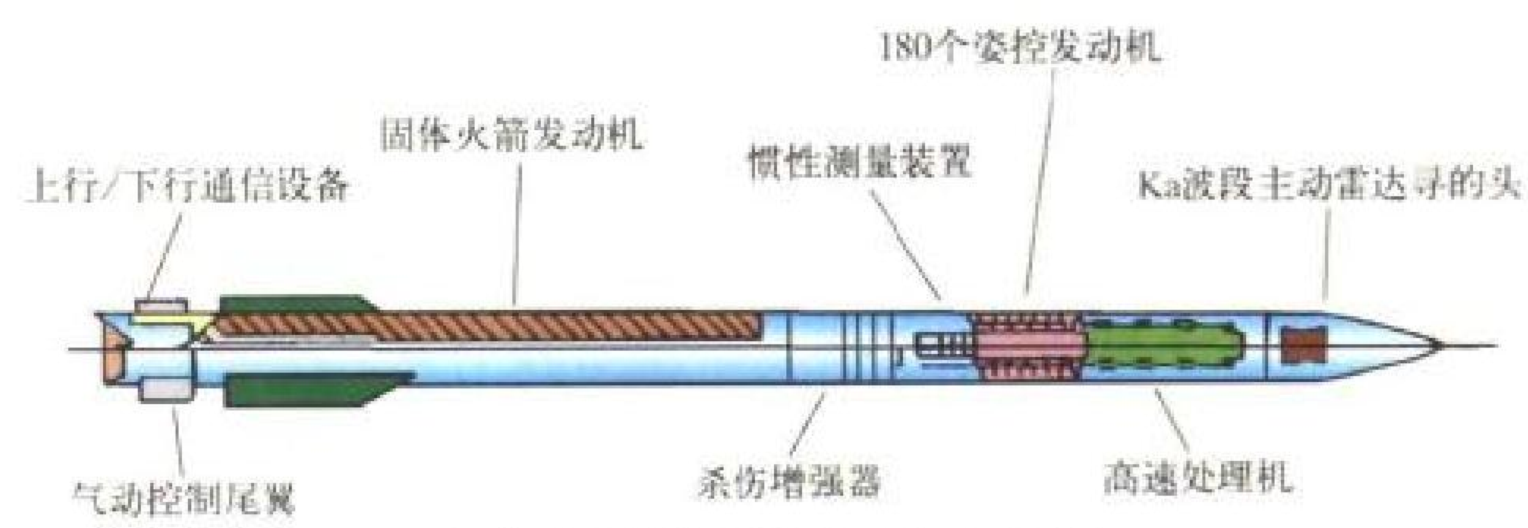
zeren gongyue

《责任公约》 liability convention　国际空间法之一。全称为《空间物体所造成损害的国际责任公约》，1971年11月29日联大通过，1972年3月29日开放供签署，1972年9月1日生效。主要内容为：(1) 发射国对其空间物体在地球表面，或给飞行中的飞机造成损害，应负有赔偿的绝对责任；(2) 发射国的空间物体在地球表面以外对另一发射国的空间物体或其所载人员或财产造成损害时，只有损害是因前者的过失造成时，才负有赔偿责任；(3) 两个或两个以上国家共同发射空间物体时，对所造成的损害应共同及分别承担责任；(4) 损害赔偿要求应于损害发生之日，或判明应负赔偿责任的发射国之日起一年内，通过外交途径向发射国提出；(5) 赔偿额应按国际法，以公正合理的原则来确定，以便所作的赔偿能使损害恢复到原来的状态；(6) 若赔偿要求通过外交途径解决不了时，可应任一方要求成立由求偿国、发射国和第三国组成的求偿委员会，由第三国任主席，按第5条规定行事。

（撰写：朱毅麟　审订：侯深渊）

zengcheng lanjiedan

增程拦截弹 Extended Range Interceptor (ERINT)　以反战术弹道导弹为主，兼反大气层内吸气式飞行器的一种低层动能拦截弹。它是美国“战略防御计划”(SDI) 中陆军战略防御司令部管辖的一项近程拦截弹研制计划，主承包商是洛克希德·马丁公司沃特系统分部。该弹的作战距离为30 km，作战高度为15 km，采用惯性制导加指令修正加毫米波雷达主动寻的制导。导弹重301.5 kg，最大速度6 *Ma*，弹长4.775 m，采用直接碰撞和抛撒型杀伤增强装置相结合的双重杀伤方式。1994年，美国决定把“增程拦截弹”技术移植到“先进能力爱国者”3 (PAC-3) 防空导弹中。参见爱国者／增程拦截器。



“增程拦截弹”结构示意图

（撰写：李　辉　审订：王子滨）

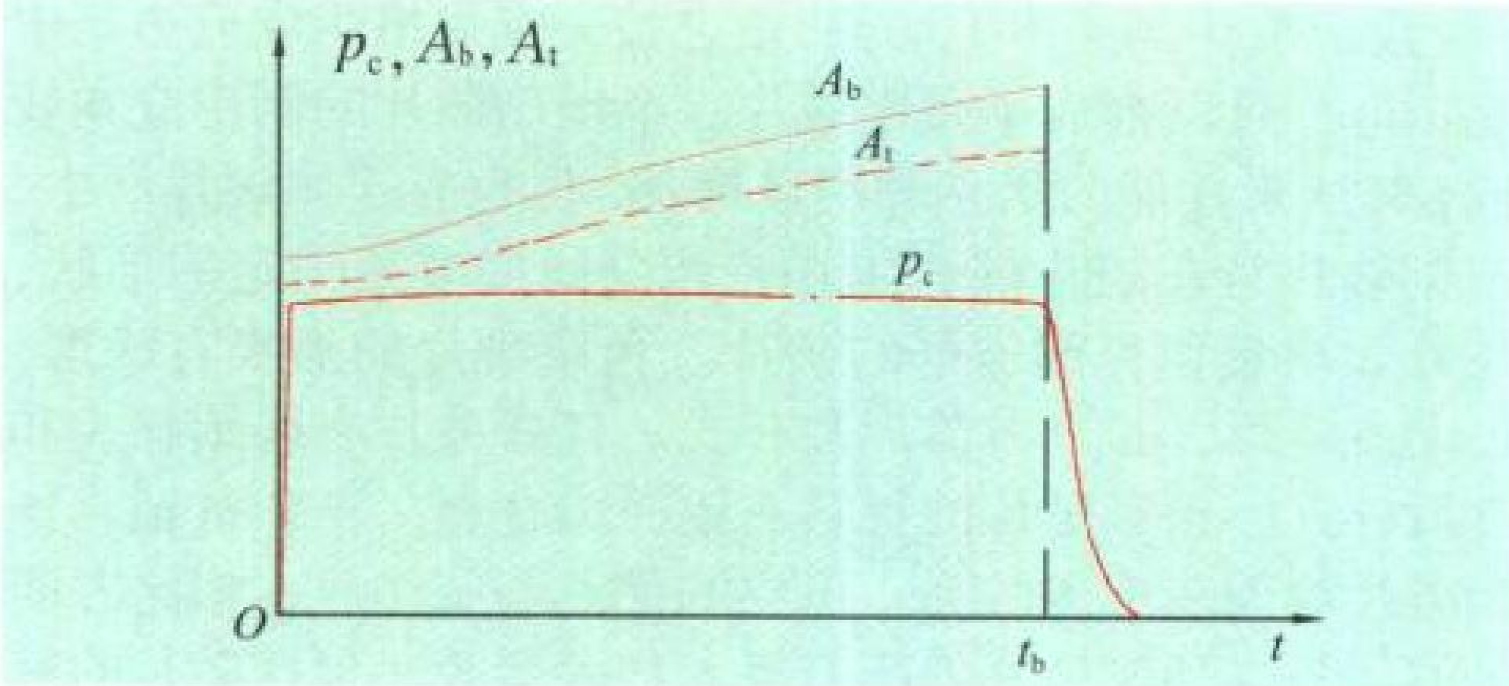
zengliang jisuanji

增量计算机 incremental computer　一种处理变量的变化量(增量) 而不是变量本身(全量) 的计算机。它吸取了早先的数字积分机(也叫数字微分分析器，简称DDA) 和通用的微处理器的优点，概念上隶属于数字积分机，结构上又类似于微处理器，是为了解决专用计算机嵌入式应用中的小型化要求与当时微电子集成技术刚刚起步、微电路集成度较低之间矛盾而出现的产物。它在弹载控制机应用中曾起着重要作用。

（撰写：蒋轩祥　审订：于伦正）

zengmian ranshao

增面燃烧 progressive burning　药柱燃面随燃烧时间按递增规律变化的一种燃烧方式，如图所示。有些药柱的结构形式决定了药柱在燃烧过程中燃面不断增大，例如内孔燃烧的管状药柱和多孔形药柱等。这种燃面的增加可使燃烧室压强也随之升高。有时为了使燃烧室压强处在壳体强度允许的范围



燃面A_b、喉面A_t、压强p_c与燃烧时间t的关系图

内，还必须限制燃面的增加。有些发动机的药柱结构形式设计成具有一定的增面性，可以弥补随燃烧时间增长喷管喉衬的烧蚀使喉径不断扩大；综合两种因素合理匹配，可以使燃烧室压强近似不变（见图，t_b为燃烧结束时间）。

（撰写：黄坚定　审订：黄祖蔚）

zengqiangxing zhuticehuiyi

增强型主题测绘仪　Enhanced Thematic Mapper (ETM)　"主题测绘仪"(TM)的改进型号，用在"陆地卫星"6号上。英文缩写为ETM。ETM的主要改进是在TM上增加了一个地面像元分辨率为15 m的全色波段（0.5～0.9 μm）。1993年"陆地卫星"6号发射失败后，对ETM做了改进，变成了ETM+，装到了"陆地卫星"7号上。"陆地卫星"7号于1999年4月发射成功。ETM+也是在TM上增加一个地面像元分辨率15 m的全色波段（0.5～0.9 μm）；但与ETM相比，热红外波段（10.4～12.5 μm）的空间分辨率提高到60 m（ETM的热红外地面像元分辨率仍是120 m）；改进了星上定标系统，与其他措施相配合，将绝对辐射测量精度提高到5%。

（撰写：金志煜　审订：高　军）

zengsuji

增塑剂　plasticizer　对粘合剂起增塑作用，并有良好相容性，不参加固化反应，且能改善固体推进剂力学性能和药浆流变性能的化合物。带有含能基团的增塑剂称含能增塑剂。采用含能增塑剂有助于提高推进剂比冲。增塑剂的作用是降低推进剂药浆的粘度，有利于推进剂加工成型，同时通过降低粘合剂的玻璃化温度和模量来改善推进剂的力学性能。增塑剂通常是具有较高沸点、较低溶点和粘度的有机化合物，要求化学安定性、热稳定性和与推进剂组分相容性好，挥发性和迁移性小。按化学结构分为苯二甲酸酯类、磷酸酯类和硝酸酯类，如脂肪酸化甘油（DBP）、癸二酸二辛酯（DOS）、己二酸二辛酯（DOA）、磷酸三丁酯（TBP）、硝化甘油（NG）、丁三醇三硝酸酯（BTTN）、二缩三乙二醇二硝酸酯（TEGDN）、三羟甲基乙烷三硝酸酯（TMETN）、双－(二硝基丙基)缩甲醛／双－(二硝基丙基)缩乙醛（1:1）(A3)等。增塑剂带来的缺点是能发生迁移，特别是在推进剂／衬层或推进剂／包覆层面上的迁移，从而影响这些部位的推进剂性能；在低温时，硝酸酯增塑剂的结晶会引发推进剂的脆化现象。

（撰写：汤中权　姚润森　审订：刘济威）

zengya kongqi jianyaqi

增压空气减压器　pressurized air pressure reducer　将气瓶或其他气源的高压气体压强降低到使用压强的装置。为了节约空间，气瓶中的气体压强都设计得很高，往往在几十兆帕，而燃料箱或其他用气设备所需的气体压强要低得多，所以必须利用减压器将高压气体减压后才能送入用气设备，以保证不超过结构强度的限制和满足使用压强的要求。气源压强与使用压强相差太悬殊的系统可能还需要多级减压。涡喷发动机也是一个气源，可以引入发动机产生的压缩空气为燃料箱增压。要根据燃料箱的强度和气源压强与使用压强的差值，来选择和使用减压器。一般减压器要保证进入用气设备的气体压强为一个恒定值，达到这个值就停止供气，使气源的气不会无谓地消耗。用气瓶作为气源，并且工作时间较长，又无其他气体来源的系统采用这种减压器。也有的减压器通过旁路掉一部分气来达到减压的目的。这种减压器只能在用气量不大，气源的气有补充，而且压强精度要求不高的情况下使用。用涡喷发动机作为气源为油箱增压就可以采用这种减压器。这种减压器的优点是结构简单和成本低。

（撰写：程汉杰　审订：陆锡良）

zengya qiping

增压气瓶　pressurized vessel　高压气体储存容器。主要包括氧气高压容器和氮气高压容器。其主要特点是系统简单，从而也提高了它的可靠性。此种储气方式在短期飞行中具有最佳的储存质量和体积。采用这种气体储存方式的气瓶几乎可以无限长时间地存放，对于长期飞行也具有低消耗的优点。高压储氧容器的设计原则是在容器壳体不致过重的条件下，以提高储存压强来缩小容器体积。为了达到减小体积的目的，早期的载人飞船采用超高强度钢制造容器，储存压强达51.5 MPa。但使用经验和理论都表明，并非储氧压强越高越好。在压强提高的过程中，容积会有一个最低值，如果再增加压强会使容器因增加壁厚而质量相应增大。因此，储氧容器应根据不同材料进行压强和容积的合理计算，达到最佳设计。储氧容器的几何形状也是应考虑的设计原则之一，从质量的最佳原则考虑，应设计成球形，但往往要根据载人航天器舱内可利用空间而设计成柱形。另一个设计原则是要考虑高压储氧容器的大流量供氧能力。早期的载人飞船设计总要考虑舱壁击穿情况下进行压强补偿的问题。大流量供氧可能造成气体部分液化。为了增加热传导，曾采用在容器内部增加传导热片的高压容器设计。后来设计的应急氧容器为了保证安全，一般采用镍基合金钢，压强为6.2 MPa。

（撰写：尚传勋　审订：范含林）

zengya xitong shiyan

增压系统试验　pressurization system test　验证和考核增压系统的原理和功能的试验。在完成增压系统方案设计之后应进行原理性试验，以验证系统工作原理的正确性，并为确定工程设计参数提供依据。在完成工程设计后，应进行增压系统一比一的试验，在性能基本满足要求的情况下与被增压设备一起进行联合试验。在地面静态试验之后还应进行动态试验。动态试验包括地面动态模拟台试验、飞机带飞试验、火箭橇试验和飞行试验。在地面模拟助推段大过载的环境，火箭橇试验是唯一的手段。在地面试验充分的条件下才可进行飞行试验。在每项试验中都可能暴露出一些没有预想到的问题，应针对问题采取有效措施，然后再进行试验验证。根据增压系统的具体情况和试验条件可以选做几项试验。

（撰写：程汉杰　审订：陆锡良）

zhanchang dixing dili xinxi

战场地形地理信息　battle field terrain geographic information

针对军事作战的要求，应用航空或航天观测手段所获取的地貌图像信息。利用这些信息，结合其他辅助数据，可形成战场数字影像图、数字高程图、数字三维模型和战场地理信息专题数字图。在此基础上，可利用计算机化的地理信息系统对这些测绘产品进行编辑、管理，从而形成战场地形地理信息系统。它可以为作战和远程武器精确打击目标提供动态地图和目标指示。战场地形地理信息系统将构成数字化战场的一部分。 （撰写：刘品雄　审订：常际军）

zhanchang zhencha yu jianshi weixing tixi

战场侦察与监视卫星体系　battle field reconnaissance and surveillance satellite system　由多种军用和军民两用的卫星组成，包括地面应用系统在内，应用各种天基信息获取手段，对战场上的目标进行侦察和监视的卫星体系。这种卫星体系打破了一种卫星只为一类用户服务的局限，面向战略、战区和战术各层次服务，将所有空间信息的获取、传输、处理和分配，都纳入到网络体系中去，实现陆、海、空、天一体化侦察与监视，使战略、战区和战术各层次均可利用天基信息。这种体系包含具有天基成像（光学成像、微波成像）和电子侦察（雷达电子侦察、通信电子侦察）等信息获取功能的各种卫星。这种卫星体系还必须具有防护能力，使之成为获取制天权和制信息权最重要而可靠的手段之一。

（撰写：吴开林　审订：刘品雄　葛之江）

zhandoubu huishang banjing

战斗部毁伤半径　kill radius of warhead　又称战斗部杀伤半径、杀伤破坏半径或威力半径。战斗部自爆炸中心或爆心投影点到毁伤区域边缘的距离，即自爆心到使目标达到预定的毁伤效果或预定杀伤概率的有效距离。连续杆战斗部的毁伤半径是以炸点为中心，满足杆的连续性和切割要求的最大距离。破片战斗部的毁伤半径是以炸点为中心，满足破片密度和打击动能要求的最大距离。核战斗部的毁伤半径是以爆心投影点到冲击波、光辐射、贯穿辐射、电磁脉冲、放射性污染等各因素达到预定毁伤效果的毁伤距离。在评价战斗部威力时，通常采用综合性毁伤因素的毁伤半径，也可采用单个因素（如冲击波、破片等）的毁伤半径。

（撰写：蒋浩征　俞明义　审订：雷朝阳　王毓兰）

zhandoubu keti

战斗部壳体　warhead case　包容炸药和杀伤元件的容器。分为悬挂式和承力式。为了便于在战斗部舱中的安装和起吊，悬挂式战斗部壳体上有连接件和起吊结构。如果要使壳体有破片杀伤作用，则用钢材制作壳体，而且要有一定的厚度和一定的装药系数，否则不能形成理想的自然破片。在战斗部的壳体上刻槽或采取其他措施，可以形成半预制破片。对于半穿甲战斗部或侵彻爆破战斗部，在战斗部撞击并侵彻目标时，战斗部的壳体就不仅仅是容器，它还将承受很大的撞击载荷。承力式战斗部的壳体是导弹壳体的一部分。

（撰写：凌玉昆　审订：王德基）

zhandoubu popian

战斗部破片　warhead fragment　战斗部的杀伤元件。分为自然破片、半预制破片和预制破片。不经过特殊加工的战斗部壳体爆炸后形成自然破片，其最大的优点是成本最低，但战术性能缺点也最多。在战斗部壳体上刻槽，或用激光、γ射线在战斗部壳体上切割，使之按一定规格生成应力集中线，这样可以形成半预制破片。半预制破片的制作成本较低，其战术性能的优点却明显增加，但也有连体破片产生。预制破片是在战斗部壳体和装药之间安装按一定的形状、尺寸和质量预先制作好的破片。预制破片的形状有球形、正立方体形、长立方体形和杆式。杆式破片有连续杆式和离散杆式。预制破片的材料有钢、钨合金、锆和贫铀。预制破片的制造成本较高，但它的优点与制作成本相比占明显的优势。预制破片的所有战术技术参数，包括破片的材料、破片尺寸、破片形状和破片质量都是预先制定的，因此破片数量、破片速度、破片密度和破片的有效作用距离都可以预测，从而可以预测预制破片的杀伤概率。

（撰写：凌玉昆　审订：王德基）

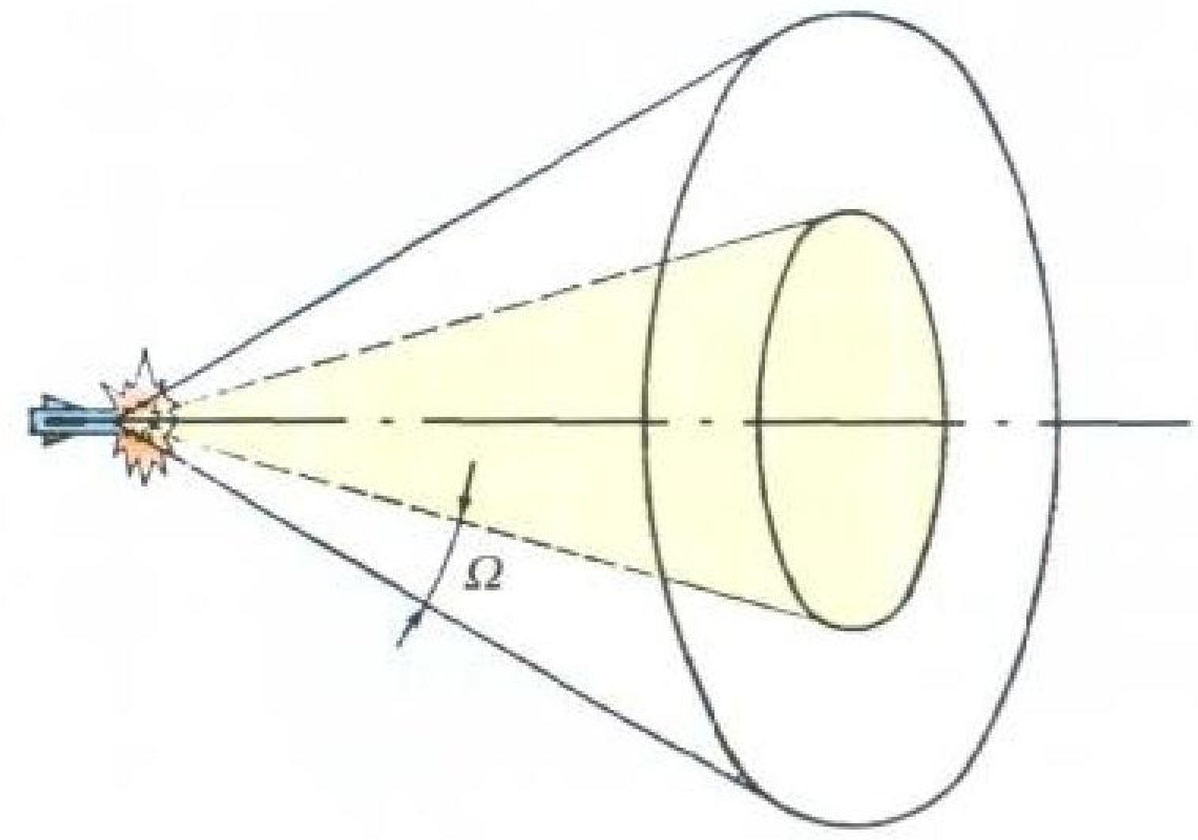
zhandoubu shashang gailü

战斗部杀伤概率　kill probability of warhead　又称战斗部毁伤概率。在导弹正常发射并飞行至预定攻击区、引信正常工作的条件下，战斗部杀伤目标的可能程度。常用小数（或百分数）表示，其值的变化范围为0～1（或0～100％）。杀伤概率的数值由目标的性质（大小、坚固程度、活动状态等）、战斗部的性能（精度、威力、可靠性等）及战斗使用条件（地形、大气环境条件等）确定。通过一些实验，求解所建立的数学模型可以得到杀伤概率。常用方法有解析法、蒙特卡洛法、数值计算法和图解法等。杀伤概率是评价战斗部性能的重要指标。

（撰写：李　辉　审订：王子滨）

zhandoubu shashangqu

战斗部杀伤区　lethal area of warhead　指战斗部爆炸时形成的具有足够打击动能和物质密度的飞散空间。对于破片杀伤战斗部，指破片飞散角、方位角与威力半径所限定的空间。在威力半径处，破片应具有能破坏目标的打击动能。在整个杀伤区应具有一定的破片密度。通常把90％破片区域所包含的角度称为破片飞散角 Ω。战斗部杀伤区分动态与静态两种。战斗部在动态（导弹有一定的飞行速度）情况下爆炸形成的杀伤区称为战斗部动态杀伤区。战斗部在静止状态下爆炸形成的杀伤区称为战斗部静态杀伤区。战斗部动态杀伤区的大小与战斗部静止爆炸时的破片飞散特性和导弹与目标的交会条件有关，是制定导弹攻击区的依据之一。



破片战斗部杀伤区示意图

（撰写：蒋浩征　俞明义　审订：李　辉　王子滨）

zhandoubu zhiliang

战斗部质量　warhead mass　战斗部的壳体质量和装药质量

之和。在一定条件下，战斗部的质量标志着战斗部的威力。在导弹方案设计时，应尽可能设法增大有效载荷的质量（即战斗部的质量）在全弹质量中的比值。通常情况下，战斗部质量根据预定打击的目标特性，在导弹各系统协调配合的基础上用解析法或图解法来确定。

（撰写：蒋浩征　俞明义　审订：雷朝阳　王毓兰）

zhandoubu zhuangtian xishu

战斗部装填系数　charging coefficient of warhead　战斗部装药质量与战斗部质量之比。战斗部装填系数常用α表示：$\alpha = G_c/G_w$。式中 G_c为战斗部的装药质量（kg）；G_w为战斗部的质量（kg）。在常规战斗部中，装填系数α在一定程度上表征战斗部类型，爆破战斗部为0.7左右，杀伤战斗部为0.5左右，半穿甲战斗部为0.3左右。

（撰写：蒋浩征　俞明义　审订：雷朝阳　王毓兰）

zhandoubu zhuangyao

战斗部装药　warhead charge　填装在战斗部中的炸药。战斗部装药的主要成分有梯恩梯、黑索金、奥克托金和分子间炸药RX-185等。战斗部装药的添加剂有铝粉、钝感剂和包覆剂。铝粉可以增加爆热，提高装药的威力。钝感剂可以降低装药的感度，降低装药的易损性，提高安全性。包覆剂除上述优点之外，还可以改善装药工艺。

（撰写：凌玉昆　审订：王德基）

zhandoudan

战斗弹　operational missile　装有战斗部，可供作战使用的导弹。它能将作战载荷运送到预定的作战目标区。导弹战斗部的类型根据作战对象在方案设计时选定，通常使用的常规战斗部有聚能爆破战斗部、半穿甲战斗部、爆破杀伤战斗部和集束战斗部等，特种战斗部有核战斗部、生物战斗部、化学战斗部、微波战斗部和碳纤维战斗部等。研制中，通常通过专项试验对战斗部的毁伤性能进行考验，到设计定型阶段要安排战斗弹飞行试验，并布设典型靶标，根据命中后靶标毁伤状况验证战斗弹的作战威力。在传统的战斗弹上都没有遥测设备。但是，随着遥测设备的小型化，也有在战斗弹上安装小型遥测设备的，称为战斗遥测弹。

（撰写：刘建同　审订：朱　坤）

zhandoudan yaoce

战斗弹遥测　operational missile telemetry　对装备作战部队供实战或训练用的导弹进行的遥测。战斗弹遥测是相对试验弹和抽检弹而提出的一个术语。战斗弹遥测系统的组成和工作原理与一般导弹遥测基本相同，但遥测参数较少，设备相对简化。战斗弹遥测的作用是在不影响导弹性能和有效攻击能力的前提下，监视导弹的飞行状态和轨迹，估计命中精度。在实战中，为了使遥测无线电信号不易被敌方捕获，以致成为拦截我方导弹的引导信号，战斗弹遥测必须以隐蔽通信方式工作（通常采用伪码扩频调制），使遥测信号功率谱隐没在噪声之中。对多弹齐发和多头分导的导弹，通常利用码分多址技术同时跟踪测量各个弹头的状态。

（撰写：李克仁　审订：李邦复）

zhandou yaocedan

战斗遥测弹　operational telemetry missile　装有战斗部和遥测设备的导弹。在以往的导弹研制过程中，通常在战斗部舱内安装遥测设备和配重，而在战斗弹上，战斗部舱内只能安装战斗部。因此以往的战斗弹和遥测弹总是相对存在的两种状态。随着近几年来小型化遥测设备的研制成功，在战斗部舱内既能安装战斗部又能安装小型遥测设备，从而出现了战斗遥测弹。这种技术状态的导弹，主要用于研制阶段后期的试验和批生产导弹的抽检飞行试验，以便对批生产导弹的状态仅做较小改动，就能在检验性飞行试验中获得导弹的性能数据，为分析批抽检飞行试验中出现的问题提供宝贵的数据。

（撰写：刘建同　审订：朱　坤）

zhanlüe daodan C³I

战略导弹C³I　C³I for strategic missile　又称战略导弹指挥自动化系统。战略导弹的指挥、控制、通信与情报系统。战略导弹C³I是由人员、探测预警系统指挥体系、通信链路与电子计算机有机结合在一起构成的一体化系统。它以计算机为核心。战略导弹C³I系统主要包括探测预警、通信和指挥中心3个分系统。探测预警分系统包括侦察卫星、预警卫星、侦察飞机、预警飞机、地面预警雷达和无线电监听设备以及光电探测系统，用于搜集情报和监视敌国军情。它搜集和监测到的各种信息是战略导弹作战指挥决策的主要依据。通信分系统包括卫星通信以及地面、空中和舰艇通信，以无线电通信和光纤通信等多种通信手段保证信息畅通、安全、保密和抗干扰。指挥中心分系统通过通信分系统将最高指挥当局与战略导弹部队基层作战分队的指挥机关连接起来，构成战略导弹部队的指挥控制网络，以进行情报的汇集和显示，作出决策，并发出各项命令，计算机在这里起着核心的作用。国家的最高级指挥官通过一个称为"黑盒子"的密码箱指挥战略导弹的发射。战略导弹C³I是一项极其复杂的高科技人—机系统。它信息量大，功能齐全，设备复杂，环节多，应用了当代的卫星侦察技术、雷达侦察技术、现代通信技术、计算机技术、自动控制技术、大屏幕显示技术和信息论等。

（撰写：伍赣湘　审订：魏其勇）

zhanlüe daodan budui kongjian zhencha jishu

战略导弹部队空间侦察技术　space reconnaissance for strategic missile forces　又称战略导弹部队航天侦察技术。战略导弹部队通过外层空间获取目标信息的技术。主要包括空间照相侦察、空间弹道导弹预警、空间电子侦察和空间核爆炸探测等技术。空间照相侦察指利用中、低轨道上的照相侦察卫星对特定区域进行拍摄。空间弹道导弹预警指利用预警卫星上的红外探测器和电视摄像机探测并跟踪飞行中的导弹，预警卫星可以处于地球静止轨道或中、低轨道上。空间电子侦察指利用电子侦察卫星获取各种无线电信号。空间核爆炸探测指通过卫星探测核爆炸效应。此外，一些民用卫星（如对地观测卫星）和各种载人航天器（空间站、宇宙飞船和航天飞机）也可用于实施空间侦察。战略导弹部队空间侦察技术今后的发展方向是实现全天候、全谱段的实时侦察，提高侦察系统（特别是空间设备）的生存能力、抗干扰能力和识别能力，实现空间设备的按需发射。

（撰写：沈贤方　吴宏斌　审订：李邦复）

zhanlüe daodan budui tongxin shebei

战略导弹部队通信设备　communication equipment for stra-

tegic missile forces　为战略导弹部队提供通信保障的各种技术设备。它是战略导弹部队C^3I系统的重要组成部分。战略导弹部队通信设备必须具有优良的性能、很高的可靠性以及良好的互通性、抗毁性、抗干扰性和保密性，尤其强调具备抗核加固能力。战略导弹部队通信设备广泛应用了现代通信技术成果。从功能上来说，它包括有线电、无线电、光通信与卫星通信传输设备、交换设备、用户设备或终端设备、保密设备、电源设备以及通信测试设备；从通信频率上说，它包括超长波、甚长波、长波、中波、短波、超短波、微波及光波通信设备；就部署方式来说，它包括便携式设备、地面固定设备、车载设备、机载设备、舰载设备以及卫星通信设备。随着计算机通信技术的发展，战略导弹部队通信设备将向着数字化、智能化、网络化以及多媒体化的方向发展。

（撰写：吴宏斌　审订：李邦复）

zhanlüe daodan fangyu

战略导弹防御　strategic missile defense　对敌方可能发动的战略弹道导弹袭击进行威慑和反击，以减少袭击带来的损失的一整套措施。建立战略导弹防御并不单是为了实战中的反导作战，也可用于在非战争时期威慑敌方可能发起的导弹突然袭击。战略弹道导弹通常是指带有核弹头的远程弹道导弹。战略导弹防御系统是对战略弹道导弹在其飞行弹道上进行拦截的一整套设施的总称，通常包括目标的预警指示系统、通信和指挥控制系统以及拦截导弹火力系统3部分。按照1972年美苏达成的《限制反弹道导弹系统条约》，美苏(俄)两国的战略导弹防御系统是受限制的，只能在其首都或战略弹道导弹基地附近各部署发射装置数量不超过100个的一个战略反导系统，如俄罗斯的莫斯科反导防御系统和美国的大福克斯导弹基地防御系统。美国拟建立的“国家导弹防御”(NMD)系统是战略导弹防御系统的典型，它将用于保护美国全境免遭有限数量(最多几十枚)携带核、生、化弹头的战略弹道导弹的攻击。美国部署NMD系统违反了美苏1972年达成的反弹道导弹条约。弹道导弹防御系统分成战略导弹防御系统和非战略导弹防御系统，这是根据核大国间形成的战略形势相对确定的。1997年美俄两国达成的有关反弹道导弹的补充协议，将非战略弹道导弹防御系统限制在如下的范围：(1)试验靶弹的速度在其飞行弹道的任何段上都不能超过5 km/s；(2)试验靶弹的射程不能大于3500 km 。但该补充协议对拦截弹的速度未作限制。按此规定，能射击射程3500 km以上弹道导弹的反导系统或能射击速度超过5 km/s的靶弹的反导系统均属于战略导弹防御系统。

（撰写：张志鸿　审订：林玉琛）

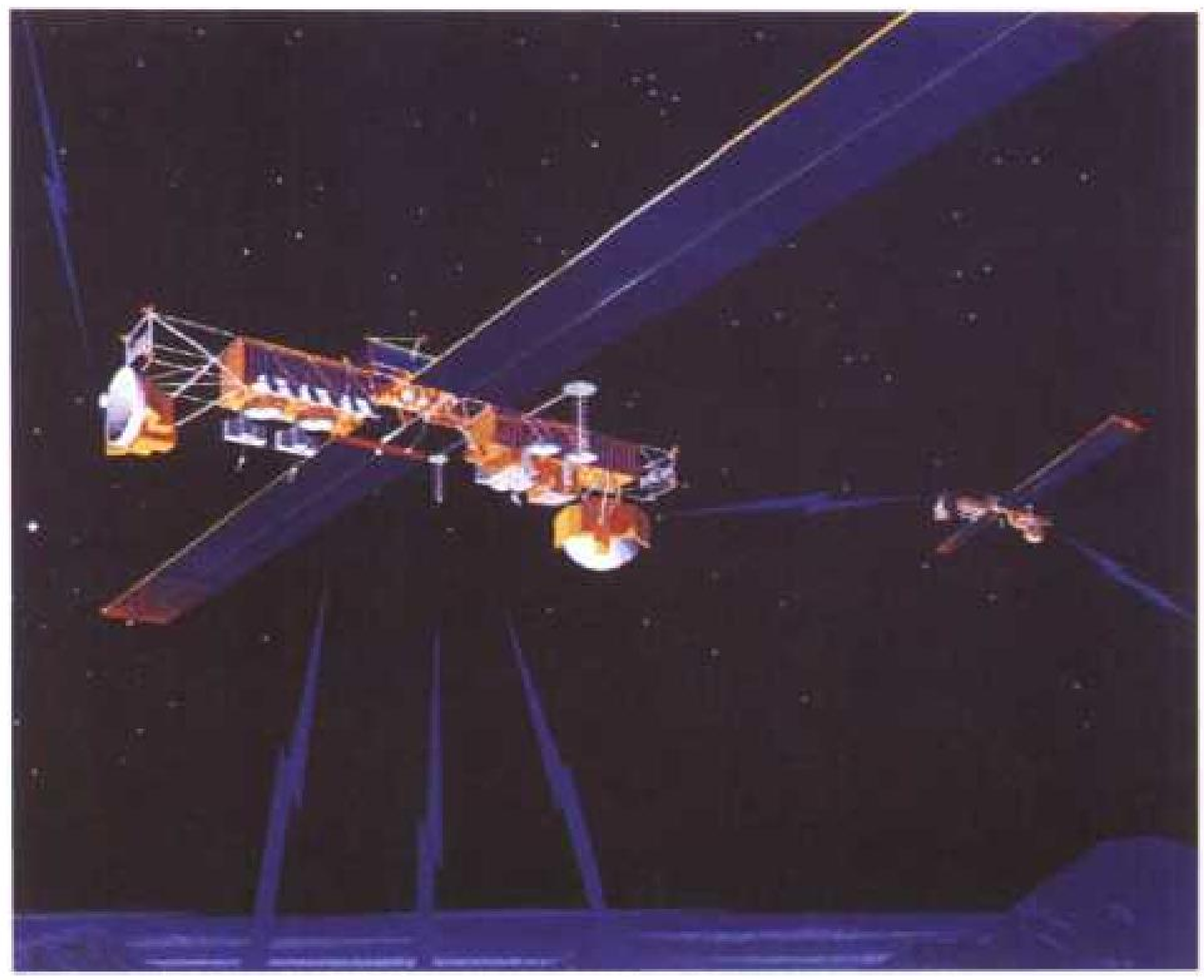
zhanlüe mubiao

战略目标　strategic target　具有战略意义的目标。这些目标对国家的生存和发展具有重大影响。战略目标一般是固定的地面或地下目标，按幅员大小分，可以是点目标，也可以是面目标。典型战略目标如政治经济中心、军事指挥中心、战时的重要交通枢纽、用于生产重要军事物资和军事装备的工厂设施和战略武器基地等。战略目标往往配置一定的防卫力量。

（撰写：郝文斌　审订：魏其勇）

zhanlüe tongxin weixing

战略通信卫星　strategic communication satellite　承担军事干线通信的卫星。它主要用于各级军事司令部固定地球站之间的通信。这类卫星通信容量大，可支持快速、保密和不间断的军事通信。战略通信卫星一般采用抛物面天线，频段选择X频段(7/8 GHz)或极高频频段(44/20 GHz)，抗干扰性能好，生存能力强，往往采用天线调零技术、扩频跳频技术、星上信号处理技术和星间链路等复杂技术。这种卫星大多部署于地球静止轨道，如美国的“国防通信卫星”和“军事星”(该卫星为战略战术合一的大型卫星)、英国的“天网”卫星、北约的“纳托”卫星以及俄罗斯的“虹”和“地平线”卫星等。在海湾战争中，这种卫星承担了多国部队战略通信的75%。未来将重点发展星上信号处理、波束控制和波束重构等技术。



美国“军事星”军用通信卫星

（撰写：王景泉　审订：龚念曾）

zhanlüe zhencha renwu

战略侦察任务　strategic reconnaissance mission　通过各种侦察手段获取战略目标信息的任务。战略侦察主要是普查侦察，用以侦查战略目标的性质和地理位置，建立起战略目标的数据库。战略侦察有成像战略侦察和电子情报战略侦察两类。成像战略侦察的主要任务是对战略目标进行普查型侦察。成像战略侦察的目标是各种军用机场、港口及港口设施、交通枢纽、军事设施、部队的调动以及各种重要的工业设施等。它通过对地成像观测，从形状、尺寸大小以及布局等方面发现和识别目标的性质，并确定这些战略目标的地理位置。电子情报战略侦察的主要任务是进行信号环境调查，侦收常规雷达、脉冲压缩雷达、频率捷变雷达、频率分集雷达等各种雷达信号，弄清各种雷达和通信信号的性能参数，同时确定这些雷达和通信信号的地理位置，建立雷达和通信信号的数据库，为军事部门提供相关信息。

（撰写：吴开林　审订：章正熙）

zhanqu daodan fangyu

战区导弹防御　theatre missile defense　对敌方可能发动的战区弹道导弹袭击进行防御的一整套措施。战区导弹一般是指射程小于3500 km的弹道导弹，但也可以包括其他各种类型的战术导弹。战区导弹防御系统是美国使用的术语，是指保护美国部署在国外的部队、盟国及其他国家免遭战区导弹攻击的区域性导弹防御系统。美国战区导弹防御与国家导弹防御的区别是：国家导弹防御系统保护范围是整个美国；而战区导弹防御系统负责区域性的防御，它们采用机动式设



美国2002年前可能部署的战区导弹防御系统构想

计、以便随部队部署或必要时实施机动。美国战区导弹防御系统可以分成3种类型：(1) 助推段／上升段拦截系统，用于拦截刚发射不久、仍在助推飞行中或助推段刚结束、处于上升段的弹道导弹；(2) 高层区域防御系统，用于保护范围较大的地区，拦截来袭导弹的高度至少在大气层内40 km以上的高空，如"战区高空区域防御"(THAAD) 系统和"海军全战区防御"(NTWD) 系统。这类战区导弹防御系统实际上具有防御远程战略弹道导弹的潜力；(3) 低层点防御系统，通常只能在大气层内低层拦截处于弹道末段飞行中的战区弹道导弹，如"爱国者"PAC-3型导弹防御系统与"海军海基低层防御系统"等。美国2002年前可能部署的具有双层拦截能力的战区导弹防御系统构想如图所示。按照美国和俄罗斯1997年9月达成的战略和非战略弹道导弹防御系统划界的协议，战区导弹防御系统属非战略弹道导弹防御系统，其部署不受1972年美苏反导条约的限制。俄罗斯研制的S-300V和S-300PMU1/2等系统，美国、以色列联合研制的"箭"2系统以及美国和德、意联合研制的"扩展中程防空系统"(MEADS) 等都具备类似于美国战区导弹防御的能力。

（撰写：张志鸿　审订：林玉琛）

zhanqu daodan fangyu jihua

战区导弹防御计划　Theatre Missile Defense (TMD) program

美国用于防护本土以外的特定地区免遭射程在3500 km以下弹道导弹攻击的导弹防御系统的研制和部署计划。英文缩写为TMD。TMD计划从20世纪90年代初开始实施，分近、中、远期3个阶段，以逐步实现对弹道导弹的多层拦截。近期计划是针对当前的弹道导弹威胁，主要是带常规弹头的近程战术弹道导弹，因此，该阶段计划是要完成对"爱国者"PAC-2和"霍克"防空导弹系统的改进，达到初步的反导能力。"爱国者"PAC-2和"霍克"导弹是单层点防御系统，不但反导能力有限，而且不能对付敌方的饱和攻击，所以中期计划要完成"爱国者"PAC-3导弹系统、"海军区域防御"系统和"战区高空区域防御"(THAAD) 系统等的研制工作，组成陆基、海基混合的多层战区防御系统。"爱国者"PAC-3导弹系统采用新研制的直接碰撞杀伤动能拦截弹，于1994年10月开始工程研制，计划于2001年开始装备部队。"海军区域防御"系统计划始于1993年，定于2002年12月装备第一套系统。"扩展中程防空系统"(MEADS) 于1999年5月由美、德、意3国联合开始研制，计划于2005年服役。THAAD于1990年开始进行方案拟定研究，1995年开始飞行试验，计划于2007年具备初始作战能力，2011年部署其改进型号。TMD计划的远期目标是建立由陆基低层防御系统（包括"爱国者"PAC-3和MEADS)、陆基高空防御系统THAAD、"海军区域防御"系统、"海军全战区防御"系统和助推段机载激光拦截系统组成的陆、海、空相配合的多层防御体系，以实现对各种射程和带各种弹头的战区弹道导弹的纵深防御。"海军全战区防御"系统的研制工作开始于1992年，I型系统预计在2007年后部署，II型系统计划于2010年后部署。

（撰写：雷朝阳　审订：王毓兰）

zhanqu daodan fangyu siyaosu

战区导弹防御四要素　four elements of theatre missile defense

美国战区导弹防御的4个支柱。包括：(1) 攻击作战，即通过攻击敌方的导弹发射装置、作战管理系统、侦察、情报、监视和目标瞄准系统及后勤保障等系统，阻止敌方发射战区导弹；(2) 积极防御，又称主动防御，即对飞行中的战区导弹在其飞行中的任何阶段进行拦截并将其摧毁；(3) 消极防御，又称被动防御，即采用伪装、隐蔽和欺骗性手段，减低敌方导弹的攻击效果；(4) 作战管理／指挥、控制、通信、计算机和情报 (BM/C^4I) 系统，用以协调攻击作战、积极防御和消极防御，并将战区导弹防御系统与其他作战行动连接成一个整体。因此，战区导弹防御4个要素包括了3种对策和1个连接协调环节，其中积极防御是战区导弹防御中的最重要的部分。它包括能拦截在助推段、上升段、中段和末段以及在大气层内再入段飞行的战区导弹的探测和拦截系统。

（撰写：张志鸿　审订：林玉琛）

zhanqu gaokong quyu fangyu xitong

战区高空区域防御系统　Theatre High Altitude Area Defense (THAAD) system

美国用于保卫战区安全的高层反导防御系统。英文缩写为THAAD。它的作战高度一般大于40 km，在大气高层反导，使战区免受或减少因导弹袭击而造成的损失。美国正在重点研制这种机动地基高层战区弹道导弹防御系统，用来保护前方军事力量、人口稠密区与民用设施免遭战术弹道导弹袭击。它采用直接碰撞杀伤技术摧毁来袭弹头，可在稀薄大气层内和大气层外实施拦截。它是反导分层防御体系结构的核心，与低层防御系统"爱国者"PAC-3等一起，构成高低两层防御系统。系统主要由3部分组成：(1) 动能拦截弹



THAAD系统及其组成

与发射系统；(2) X 波段固态有源相控阵雷达；(3) 作战管理与指挥、控制、通信、情报 (BM/C³I) 系统。通过BM/C³I系统，THAAD 既可与其他防御系统联合作战，也可与天基预警系统结合，以利用天基探测器的信息扩大防御区域。

（撰写：万自明　审订：成楚之）

zhanshu daodan

战术导弹 tactical missile　用于毁伤战役战术纵深内的敌方目标或直接支援作战或独立作战的各类导弹。战术导弹的种类很多，用于打击各种不同类型的目标：有用于打击敌方军事基地、机场、雷达、港口、指挥所、部队集结地等各种地面目标的地地、空地导弹；有用于打击敌方水面目标的空舰、舰舰、岸舰导弹；有用于打击敌方飞行中的飞机、直升机等空中目标和拦截来袭导弹的地空、舰空、空空导弹；有专门用于对付敌方坦克等装甲车辆的反坦克导弹；还有按系列发展起来的多用途导弹，如美国的"战斧"战术巡航导弹。战术导弹的射程不一，近者数十米，远者数百千米。制导系统种类繁多，按体制分为自主、寻的、指令、波束制导等，按采用的手段分为雷达、红外、激光、电视、惯性、卫星制导等。采用的推进系统有液体火箭发动机、固体火箭发动机、空气喷气发动机和组合发动机等。大部分战斗部为结构及装药各异的常规战斗部，远程战术导弹也有装核弹头的，成为战术核武器。战术导弹自第二次世界大战末期在德国诞生以来，发展十分迅速，目前是各国军队必备的装备，并且已发展成为精确打击武器，是现代战争中的主战兵器。

（撰写：刘恒振　审订：梁思礼）

zhanshu daodan C³I

战术导弹 C³I C³I for tactical missile　战术导弹的指挥、控制、通信与情报系统。它由装备和使用各种战术导弹的军兵种分别建立。根据多军兵种联合作战的需要，也有多军兵种联合建立的战术导弹 C³I 系统。战术导弹 C³I 一般由军以下的各级作战指挥中心、战术通信分系统和战斗勤务支援控制分系统组成。各级作战指挥中心完成战术导弹作战的规划、协调和控制，指挥和协调战术导弹和进攻性电子战系统，实施火力支援和电子战支援，利用信息源分析设备接收、分析和处理各种战略与战术情报、分析敌情态势，提供保密及气象支援。战术通信分系统的主要组成为全数字化野战区域通信网的移动用户设备、在军、师级内进行实时数据分发的数据分发系统以及为战术指挥员提供作战指挥的战斗网无线电话音通信系统。战斗勤务支援控制分系统用于装备军、师级部队，可快速搜集、分析、处理和传递作战勤务支援信息。战术导弹 C³I 平时用于部队管理、训练和演习，战时则用于指挥作战。

（撰写：伍赣湘　审订：魏其勇）

zhanshu fangkong jiguang wuqi

战术防空激光武器 tactical air defense laser weapon　以激光束射击来袭的空中战术目标（如飞机、战术空地导弹、巡航导弹、无人驾驶飞机等），使飞机驾驶员、瞄准手眼睛致盲或使目标关键元部件产生破坏（包括硬破坏和软破坏），进而破坏目标自身或使其偏离作战飞行轨迹，起到保卫己方目标和对空防御作用的武器。战术防空激光武器目前可以分为两类，一类是以用强激光对来袭飞行目标进行硬破坏为主的高能战术防空激光武器（详见战术高能激光武器）；另一类是低能量战术防空激光武器，能损伤驾驶员、瞄准手的眼睛（也称非致命性武器）或破坏光学制导导引头中的传感器。英国装备在其"无敌"级航空母舰和T-22级护卫舰上的激光致盲武器，就属于低能量战术防空激光武器。

（撰写：计世藩　审订：徐品高）

zhanshu gaoneng jiguang wuqi

战术高能激光武器 tactical high-energy laser weapon　使用强激光，对战术目标（飞机、战术导弹、巡航导弹、无人驾驶飞机等）进行射击，造成目标关键元部件硬破坏的拦截武器。战术高能激光武器主要用于战术防空，包括地基（车载）、舰载和机载激光武器，其组成框图如图2所示。作战时，由雷达或光学目标探测装置发现来袭目标并进行识别，选定作战目标并将其坐标输送给跟踪瞄准装置。通常先用粗跟踪截获目标，再转入精跟踪。精确跟踪装置带动光束定向器对准目标，然后发射强激光。光束定向器的任务是在对强激光进行导向、扩束、调焦后将其发射到大气中去，并使强激光经过大气传输后能聚焦到目标形体的要害部位上。强激光对目标产生破坏作用，达到拦截目标的目的。激光武器的主要特点是以光速攻击目标、拦截周期短，火力转移快、适于拦截高速目标、突然出现的近距离目标和连续跟进的多个目标，作战效费比高。

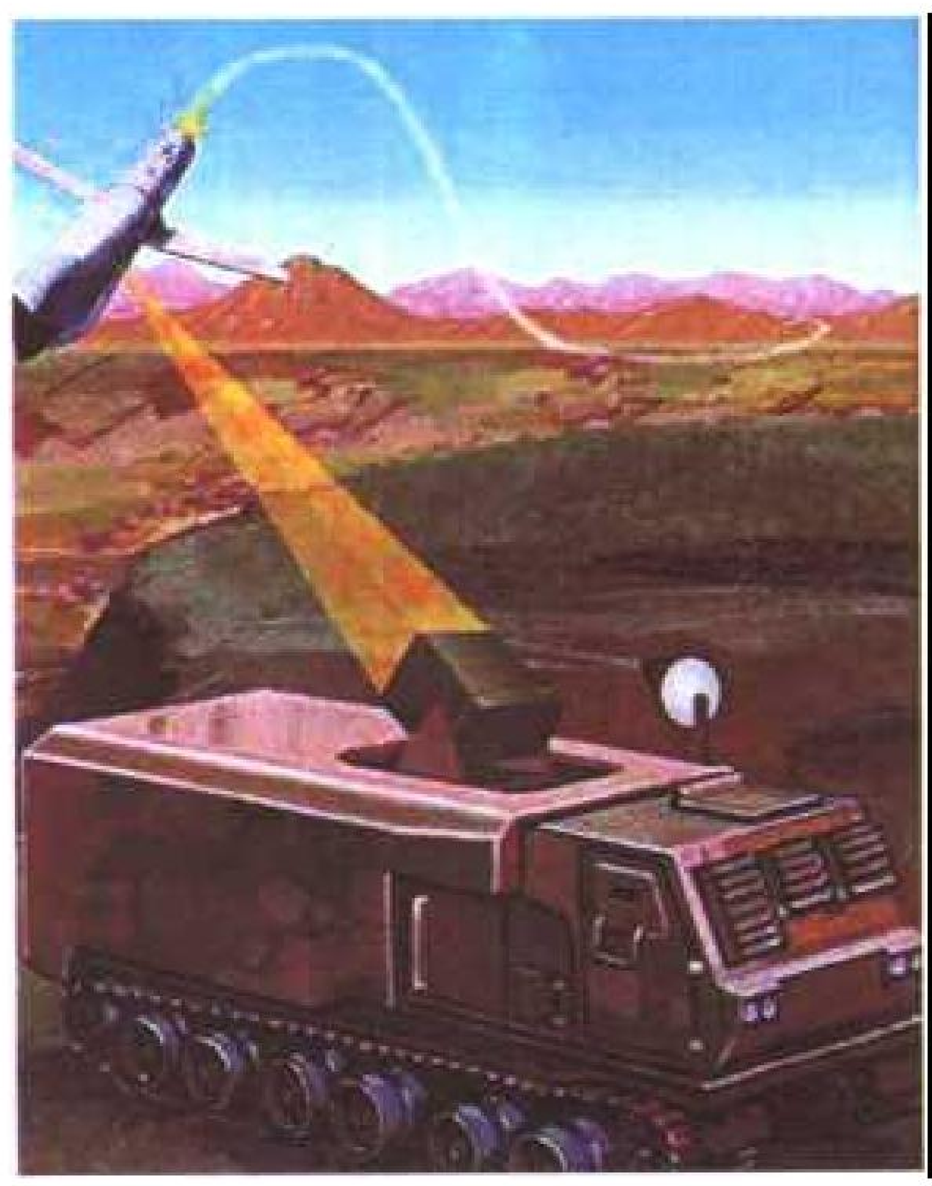


图 1 战术高能激光武器系统

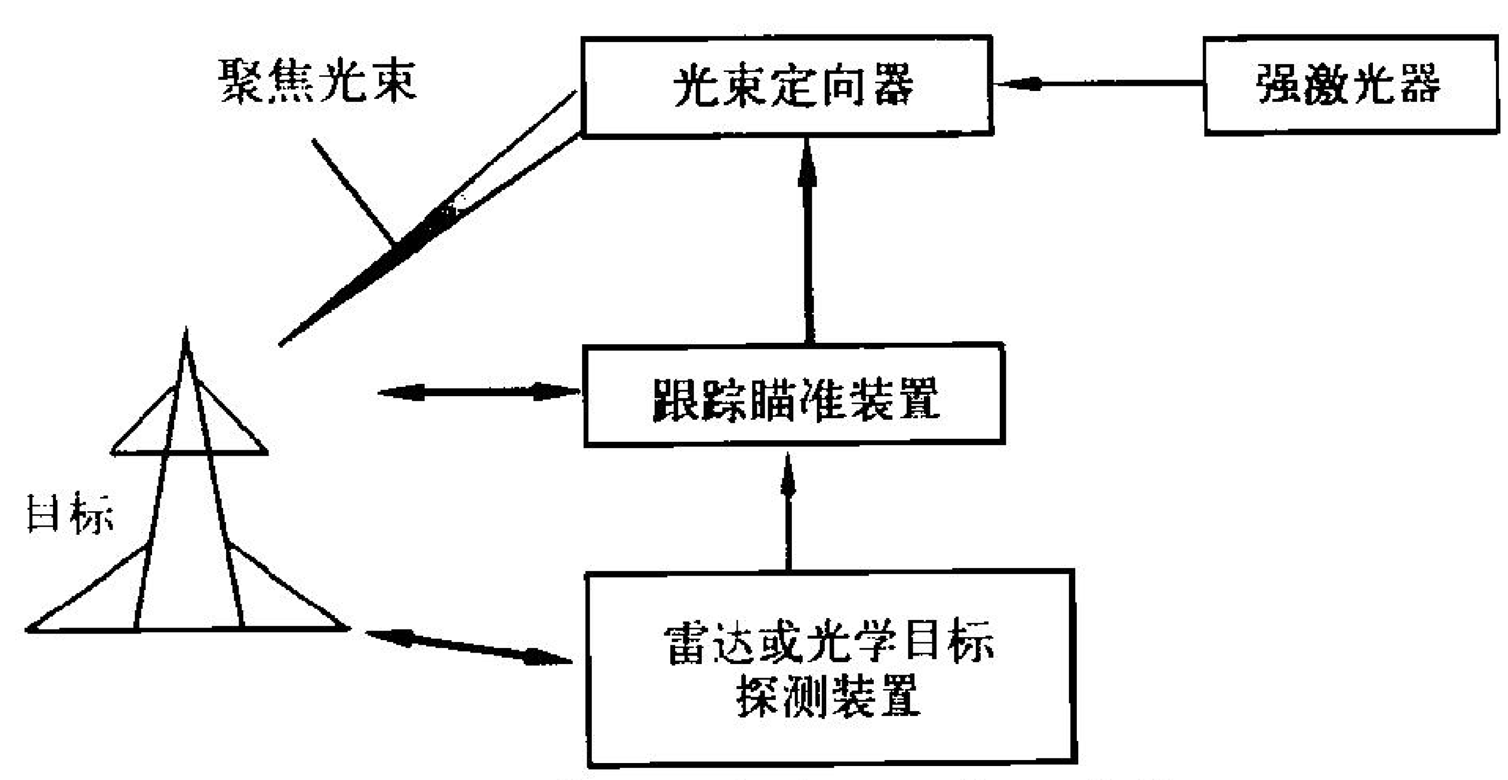


图 2 战术高能激光武器组成示意图

1995 年 3 月以色列参加了美国陆军空间和战略防御司令部的"战术高能激光器先期概念技术演示"计划（又称"鹦鹉螺"计划）。由美国和以色列两国共同出资研制的一套完整的高能激光防御系统首先交付给以色列军队使用，用于防御火箭弹和其他炮火的攻击。1996 年 2 月美国陆军在白沙导弹靶场利用高能激光系统试验设备进行了拦截火箭弹的试验并取得了成功。2000年6月7日美国陆军在白沙导弹靶场成功地进行了一次实战打靶试验。美国陆军后又提出了"战术高能激光器"2新型车载战术高能激光武器的发展计划。另外，美国TRW公司还通过了直升机载战术高能激光武器的演示验证。可以预见，随着高能激光技术的不断发展，将会有一些新型战术高能激光武器系统陆续投入战场使用。

（撰写：计世藩　审订：徐品高）

zhanshu mubiao

战术目标 tactical target 在战术战役中需要直接摧毁或夺取的目标。战术目标多属于军事目标。按目标特性可分为空中、地面、地下和水域的固定目标或活动目标；按目标大小又可分为点目标、线目标和面目标。典型战术目标如坦克、飞机、舰船的单目标或目标群，战斗指挥中心，集结的部队，机场跑道，交通要道，后勤仓库等。

（撰写：郝文斌 审订：魏其勇）

zhanshu tongxin weixing

战术通信卫星 tactical communication satellite 一种能供战场上的军用飞机、舰船、车辆和个人便携式终端等移动体通信用的卫星。战术通信卫星发射功率大，卫星天线往往采用螺旋型天线，工作在甚高频（300 MHz左右）和特高频（900 MHz左右）频段，波束较宽，能适应小型移动终端间的通信。已成功使用的战术通信卫星有美国的“舰队通信卫星”和“特高频后继星”及俄罗斯的“箭”等卫星。其未来发展趋势主要是增大卫星功率，提高星上信号处理能力，增强抗干扰和保密性能，并使通信终端进一步小型化。



美国特高频战术通信卫星

（撰写：王景泉 审订：龚念曾）

zhanshu yunyong fangzhen

战术运用仿真 tactical applying simulation 又称作战数学仿真。利用一级数学关系式和逻辑法则，按照一定相互关系，详尽地描述某一次战斗攻防双方的对抗过程、信息过程和战场状态，再在计算机上实现全数字仿真，根据已知的数据求得未知的输出数值的过程。在防空作战中，它通常用于在体系中武器系统指标已确定的情况下，解决在不同战术应用背景下的防空作战问题。战术运用仿真采用战术运用仿真模型。该模型是战斗过程的全数学模型，即将攻防双方的作战行动分解为一系列基本活动和事件，并在时间上离散化，按作战过程的时间顺序和逻辑关系把它们组合在一起，以步进方式产生各种战斗结果。由于攻防对抗过程包含许多相互交织的随机因素，因此可采用蒙特卡洛法，也就是根据影响某些要素的随机变量的分布律，使用随机数发生器产生仿真中的具体数字特征，启动模型得到一组输出。这一过程重复若干次后得到输出变量的采样分布，再积累数据，以求出比较稳定的平均值。借助于战术运用仿真既可以研究评估各类武器系统配置方案，又可以研究战斗部署方案和战术原则，还可用于现役防空兵器防空作战能力的评估以及多兵器合成作战的效能预估，从而辅助作战决策部门制定最佳的作战方案，合理地分配已有资源，使武器系统发挥最大的作战效能。

（撰写：陈瑞源 审订：熊新平）

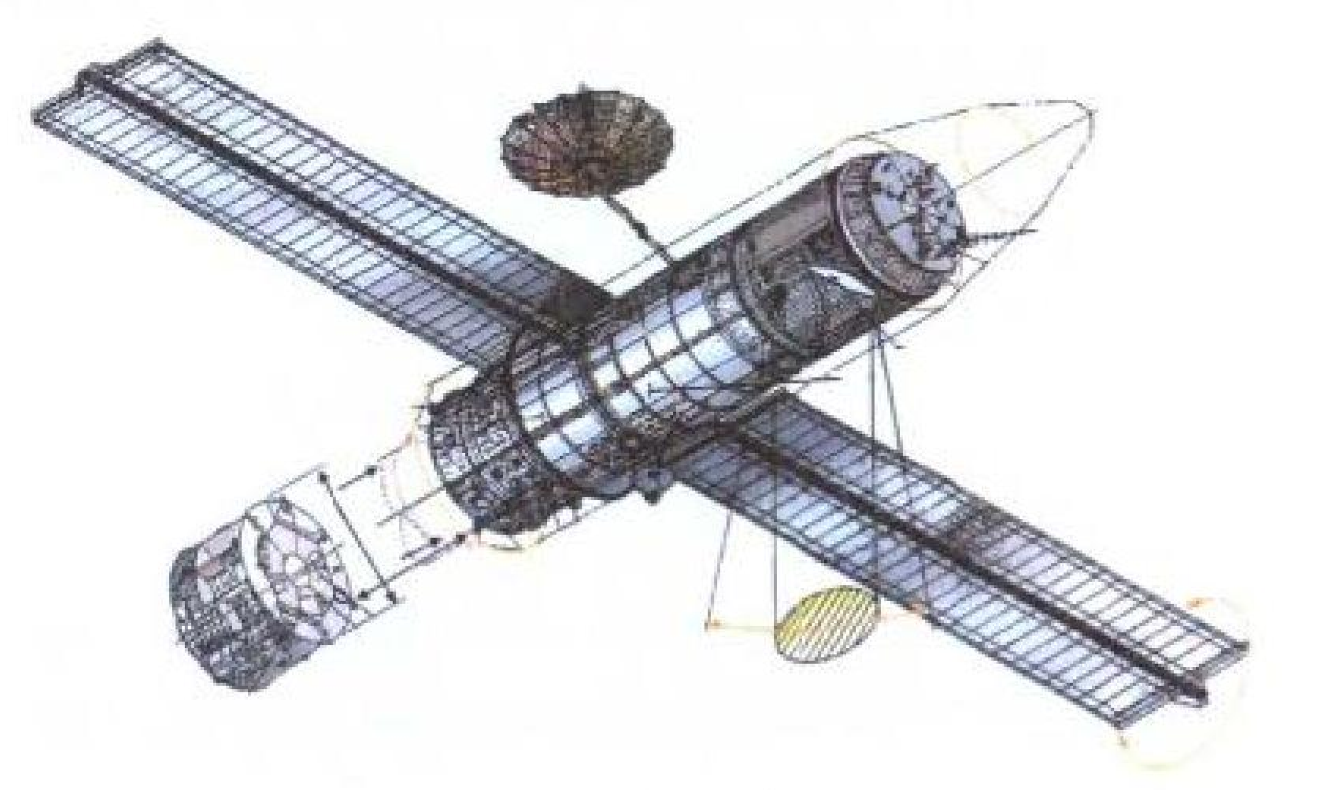
zhangdong zuni

章动阻尼 nutation damping 为消除章动以使航天器运动趋于并保持纯自旋状态所采取的措施。章动阻尼的重要参数有章动阻尼时间常数（表征阻尼快慢）或者能够对付的章动发散时间常数（表征阻尼能力）以及剩余章动角（表征阻尼效果）。短粗体的章动阻尼可以通过耗能装置——章动阻尼器来实现，属于被动章动阻尼。双自旋细长体可以在消旋平台上安装章动阻尼器来实现被动章动阻尼。单自旋细长体则需要主动章动阻尼装置来改变动量矩方向，使之接近自旋轴。双自旋细长体也常常采用类似的装置。该装置由章动敏感器（加速度计或陀螺）、控制线路和执行机构组成。执行机构有喷气装置和消旋电机两种。由于航天器燃料有限，喷气主动章动阻尼只能在短时间内使用。使用消旋电机时，由章动敏感器信号驱动消旋电机使消旋平台转速发生微小变化，通过平台惯性积产生垂直于自旋轴的耦合力矩消除章动。这种方式不消耗燃料，适合长期运行，称为消旋主动章动阻尼。

（撰写：李铁寿 审订：王长龙）

zhaoxiang zhencha weixing

照相侦察卫星 photo reconnaissance satellite 利用光电遥感器对地面摄影以获取军事情报信息的侦察卫星。照相侦察卫星所使用的遥感器主要有可见光相机、红外相机、电视摄像机、成像雷达、扫描仪、多光谱或超光谱相机等。它把目标信息记录在胶片上或星上记录器中，由地面回收胶片或接收无线电传输的图像信息，经加工处理后，判读和识别目标的性质并确定它的地理位置。照相侦察卫星按信息传送到地面的方式不同，可分为返回型和传输型按获取图像信息的遥感器不同，可分为光学型和雷达型；按用途不同，可分为普查型和详查型。照相侦察卫星通常采用太阳同步低地球轨道，有时为了获取更高的地面分辨率，要将近地点降至150 km左右。它对卫星姿态控制精度和稳定度要求高。返回型照相侦察卫星返回技术难度大，需要解决减速、防热和着陆等关键技术。传输型照相侦察卫星实时传送图像信息需要跟踪与数据中继卫星。美国从1959年开始发射照相侦察卫星，至今已经发展了6代。前苏联/俄罗斯已经发展了7代。美国最新一代照相侦察卫星是KH-12“高级晶体”卫星。它利用星上高精密CCD相机对目标拍摄数字图像，地面分辨率达0.1～0.3 m，以无线电传输方式将图像实时发回地面。未来照相侦察卫星的主要发展趋势是提高地面分辨率，组成星座协同工作以提高时间分辨率，提高侦察图像幅宽，增强红外和多光谱或超光谱能力，增加移动目标指示能力，降低成本，增加使用寿命，提高卫星自卫生存能力。

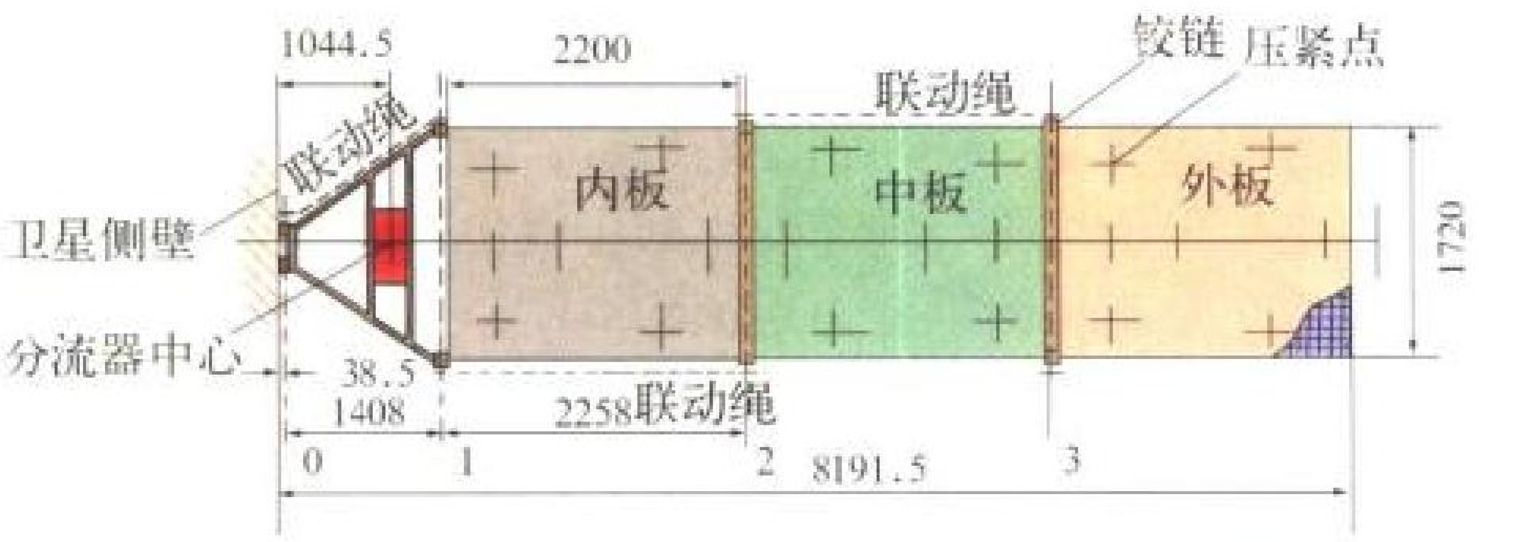


美国KH-12照相侦察卫星

（撰写：梁巍 审订：朱毅麟）

zhedieshi taiyang dianchizhen

折叠式太阳电池阵 fold-up solar array 可展开式太阳电池阵的主要类型之一。发射时以类似手风琴的方式收拢折叠在航天器本体外侧。这类太阳电池阵由多块太阳电池板铰接而成，太阳电池板可采用刚性、半刚性或柔性基板来支承太阳电池。刚性基板一般采用重量轻而刚度高的蜂窝夹层结构，尤其是多采用以碳纤维复合材料作面板的铝蜂窝夹层板；柔性基板一般采用由纤维增强的聚酰亚胺薄膜；半刚性基板由刚性框架和被张紧的柔性薄膜组成。在空间轨道上呈收拢状态的太阳电池阵被释放，并由相应的展开机构把太阳电池阵



折叠式刚性太阳电池阵

展开到所需的位置。折叠式太阳电池阵可以为太阳电池提供较大的支承面积，并且一般都采用对日定向机构，因此普遍用于需要较大电源功率的航天器。

（撰写：陈烈民 审订：赵坚成）

zhencha weixing

侦察卫星 reconnaissance satellite 用于获取军事情报的人造地球卫星。这种卫星利用光电遥感器或无线电接收机等侦察设备，从轨道上对目标实施侦察、监视或跟踪，以收集地面、海洋或空中目标的情报。侦察卫星收集到的目标辐射、反射或发射出的电磁波信息，用胶片、磁带等记录器存储于返回舱内，在地面回收，或者通过无线电传输方式实时或延时传送回地面接收站，而后经光学、电子设备和计算机等处理加工，从中提取有价值的情报。

侦察卫星的侦察面积大，范围广，速度快，效果好，可以定期或连续监视，不受国界和地理条件限制，能获取其他手段难以获得的情报，对军事、政治、经济和外交等均有重要作用。自1960年侦察卫星问世以来，它已成为有能力发射这类卫星的国家获取情报的有效工具，是现代信息化战争中的重要军事装备。根据执行的任务和携带的侦察设备的不同，侦察卫星一般分为照相侦察卫星、电子侦察卫星、海洋监视卫星和导弹预警卫星。为满足实战要求，及时准确地获取情报，侦察卫星正向以下几个方向发展：(1) 提高侦察信息质量，包括提高空间分辨率和时间分辨率，扩展侦察谱段，在全电磁谱段内实施侦察；(2) 力求快速和及时，实时或近实时地将侦察信息传送回地面提供应用；(3) 卫星组成星座，增强综合侦察能力；(4) 星上设备小型化、轻型化；(5) 延长卫星工作寿命；(6) 增强卫星生存能力。

（撰写：梁 巍 审订：朱毅麟）

zhenjia dantou shibie

真假弹头识别 identification of warhead for true and false 从真假弹头中识别出真弹头的方法。假弹头主要包括模拟真弹头的轻诱饵和重诱饵。真假弹头的识别实际是对真假目标的全弹道识别。在助推段（主动段），主要是探测识别弹道导弹起飞时所产生的喷焰"羽流"的光电特性，确认弹道导弹的发射和定位；在中段，主要是利用大片轻诱饵（如加温充气锥、再反射器、干扰丝云团等）和真弹头的光电特性差异识别真弹头；在再入段则是根据真弹头和轻诱饵的减速特性的不同滤掉轻诱饵，用质量、光电特性和再入尾流等差异识别真弹头。真假弹头识别在弹道导弹的防御系统中是一项关键技术，而且随着攻防技术的不断发展，真假弹头识别技术也将迅速发展。

（撰写：向家武 审订：朱志浩）

zhenkong bichong

真空比冲 vacuum specific impulse 又称高空比冲。它是真空（或高空）条件下每秒消耗单位质量推进剂产生的推力。真空条件是指环境大气压强 $p_a \approx 0$ Pa。真空比冲往往通过模拟真空条件进行发动机试车后获得，可用下式表示：

$$I_{sv} = I_v / m_{gr}$$

$$I_v = \int_0^{t_a} F_v \mathrm{d}t$$

式中 I_{sv} 为真空比冲；I_v 为真空总冲；F_v 为真空推力；m_{gr} 为推进剂质量；t_a 为发动机工作时间。由于火箭发动机的推力随飞行高度的增加而增加，到大气层以外的真空时推力达到最大，因此真空比冲值是比冲的最大值。

（撰写：黄祖蔚 审订：刘宽生）

zhenkong lenghan he ganmoca shiyan

真空冷焊和干摩擦试验 vacuum cold welding and dry friction test 在 10^{-7} Pa 以上超高真空条件下，考核航天器暴露于空间真空中的运动部件相互运动性能是否正常的试验。在超高真空中，固体表面吸附膜被真空清除，相互运动的固体表面氧化膜被破坏，呈现原子态清洁表面，出现局部粘着现象，摩擦系数增大，这称为干摩擦。超高真空中的两固体表面，受力接触一段时间后，产生接触面整体牢固粘着现象，而此时固体接触表面温度远低于其熔化焊接温度，称为冷焊。当干摩擦粘着扩展到整个摩擦表面，原有驱动力不足以保持相互运动时，就形成冷焊。影响冷焊和干摩擦发生的因素很多，其中表面清洁度最重要。超高真空会加速表面吸附膜清除，真空度越高，越易产生冷焊和干摩擦。其他因素还有环境温度、材料特性、材料表面粗糙度、负载以及接触时间等。航天器上有许多空间运动机构，如天线转动机构、太阳电池阵展开机构、百叶窗启闭机构等，这些机构中的运动部件的干摩擦、冷焊故障对航天器性能有重大影响，甚至会使其完全失效。因此必须对运动机构的冷焊和干摩擦采取防护措施，并进行超高真空冷焊和干摩擦试验，以验证防护措施的有效性。

（撰写：成致祥 审订：徐加宽）

zhenkong tuili

真空推力 vacuum thrust 火箭发动机在真空中工作产生的推力或按环境大气压强为零的条件计算的推力。它可用下式表示

$$F_v = \dot{m}_{gr} V_e + A_e p_e$$

式中 F_v 为真空推力；$\dot{m}_{gr}$ 为推进剂的质量流量；V_e 为喷管出口的燃气流速；A_e 为喷管出口截面积；p_e 为喷管出口压强。因压强推力随高度增加而增加，在真空中压强推力达到最大为 $A_e p_e$，所以，火箭发动机推力随高度增加而增加，在真空中推力最大。对于动力飞行段在大气层以外的导弹、运载火箭和航天飞行器，真空推力是一个重要性能参数，其值可以由模拟高空试车台直接试验测量，也可以由地面试车台测出的地面推力换算成真空推力。

（撰写：王树声 张明信 审订：黄祖蔚）

zhendong fanghu

振动防护 protection against vibration 保护人在振动环境中免受振动危害的措施。振动防护的基本原则是控制振源及其传播途径和人体响应特性，减小传递到人体的振动能量，减轻振动对人体的影响。此外，还可以采取个人防护措施。对全身振动来讲，配备减振座垫、减振鞋和束缚系统以及采取合理的姿势均能达到减振的目的。减振座垫和减振鞋的减振性能应按人体有关的计权曲线进行设计。通过摩擦减小振动能量和通过人体和座垫的组合改变人体振动响应的频率成分，均可增加计权减振值。载人航天用的减振垫与人体赋形，能在超重背景下起减振作用，在着陆冲击时具有吸能缓冲作用，可减少冲击造成的损伤。在载人航天中，一方面应在载人航天器工程设计上采取振动控制措施，同时要对航天员进行选拔和训练，以提高对振动的耐受性。此外，合理地安排作息制度也能达到振动防护的目的。

（撰写：李盈忠 审订：魏金河）

zhendong shengli xiaoying

振动生理效应 physiological effect of vibration 由振动引起的人体生理性改变。生理效应大小与振动频率、振动强度、振动方向、作用部位和暴露时间有关。振动时在人为坐姿的情况下所出现的症状或体征与垂直振动频率范围的对应关系见表。振动还可以引起如下的生理反应：交感神经兴奋，内分泌系统紊乱，血压升高，心跳加快，呼吸次数增加，能量代谢率增高，体温升高，肠胃内压增高，肠胃运动抑制，失眠，眼压升高，眼调节能力减弱，听力下降和骨骼系统受到影响等。航天中，载人航天器上升和返回段某些频率范围的振动容易造成航天员疲劳，影响通话和手工操作。轨道段某些频率范围的振动对睡眠的干扰不可忽视。上升段0.1～0.5 Hz的振动易诱发脸色苍白、出冷汗、头晕、恶心、呕吐等运动病症状，不利于失重时航天运动病的防护。飞船返回在海上溅落时也应注意此类问题。

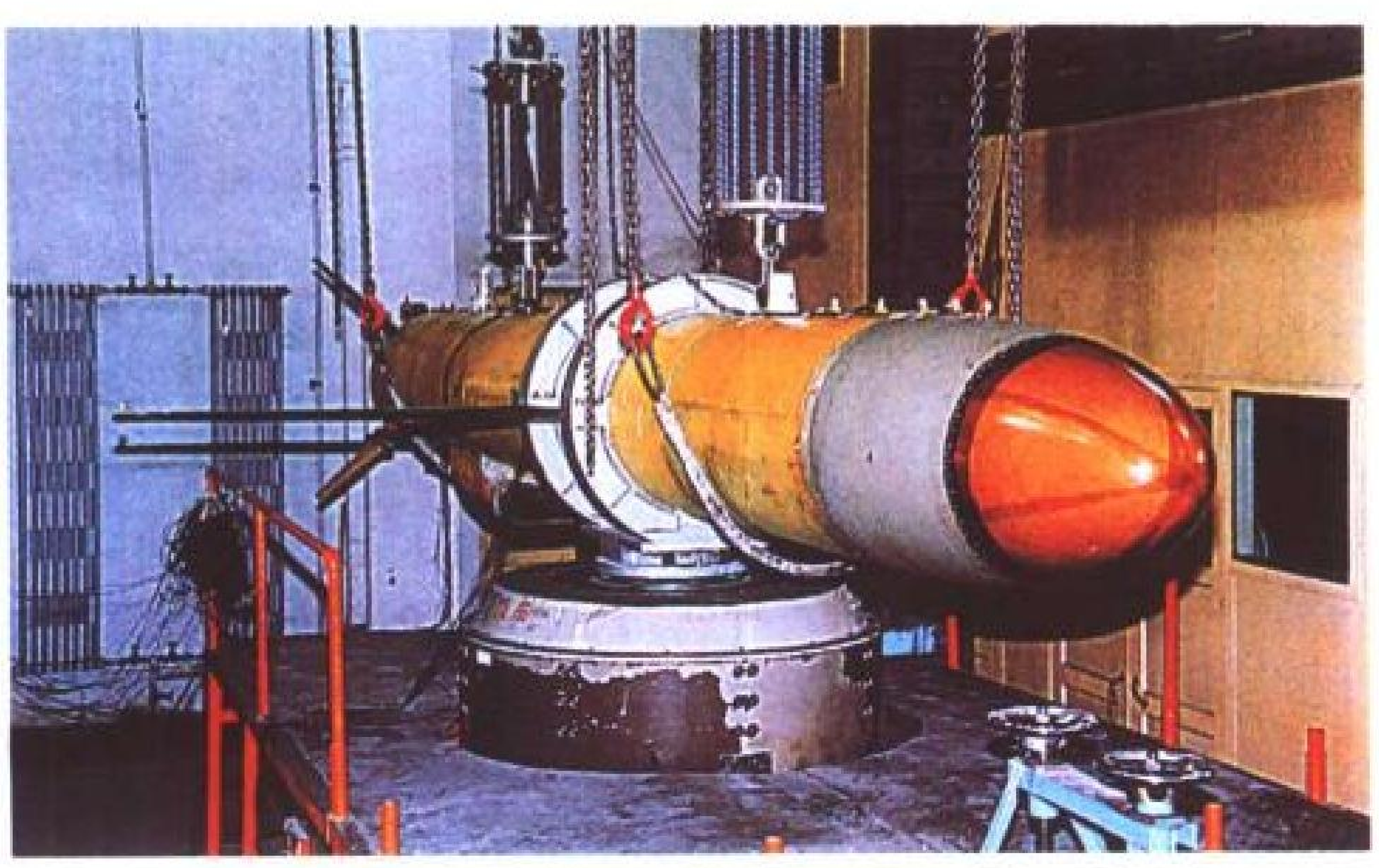
人为坐姿所出现的症状或体征与垂直振动频率的关系

症状或体征	振动频率 / Hz
头痛	13～20
语言障碍	13～20
颌骨共振	6～8
咽部障碍	12～16
肺不适	4～8
胸痛	5～7
背痛	8～12
腹痛	4～10
肌张力增大	13～20

（撰写：李盈忠 审订：魏金河）

zhendong shiyan

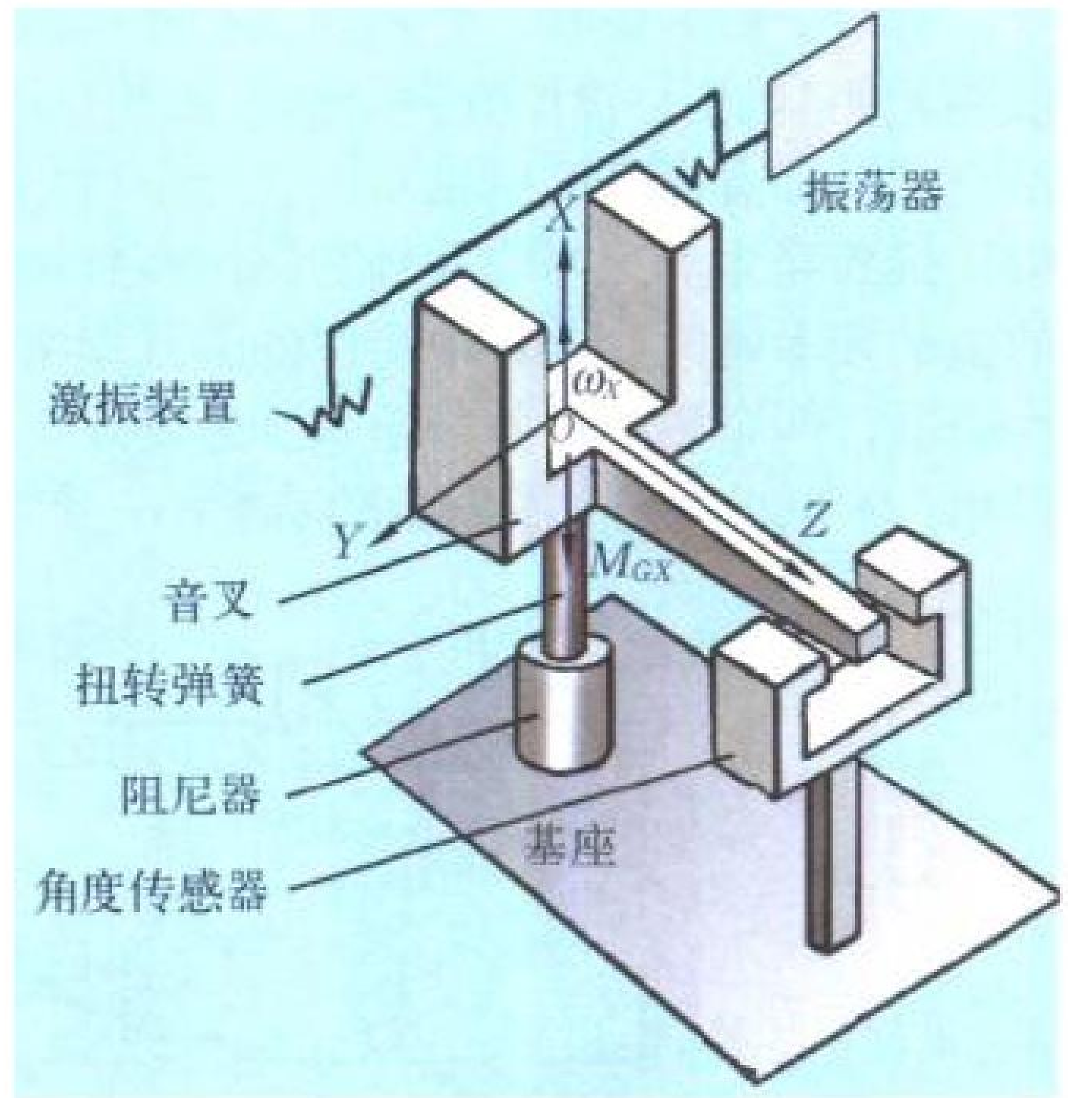
振动试验 vibration test 见综合卷。



导弹全弹振动试验

zhendong tuoluoyi

振动陀螺仪 vibrating gyroscope 利用振动物体振动平面方向的改变产生陀螺力矩的陀螺仪。它用来测量角速度，有音叉式、振弦式和压电式等类型，一般由振动体、激振装置、启动器和信号传感器等构成。音叉式振动陀螺仪原理结构见图。音叉的两臂在平面 XOY 内作等幅振动，相位相差180°，音叉由扭转弹簧及阻尼器与基座相连。当绕 OX 轴有角速度 ω_X 时，强迫带动音叉近似地以同一角速度相对于惯性坐标系转动，因而就有陀螺力矩 M_{GX} 作用在音叉上而使音叉相对于基座运动，同时扭转弹簧，产生作用在音叉上的反力矩，以平衡陀螺力矩。稳态时角度传感器输出与角速度 ω_X 成比例的信号。



音叉式振动陀螺仪

（撰写：高可人 审订：彭 飞）

zhendong xinli fanying

振动心理反应 psychological response to vibration 振动刺激所引起的人体感知、记忆、思维、情感、意志、能力和性格等方面的变化。人对振动的心理反应程度与振动频率、振动强度、振动方向、作用部位和暴露时间等有关。对振动感觉的个体差异很大，振动心理感觉阈值一般为0.015 m/s²（峰值为0.02 m/s²）。人对超过感觉阈值的振动会产生不愉快和烦恼感；对强度大、时间长或含有某些特殊频率成分的振动会产生不可耐受感。当振动强度小于0.315 m/s²时无不适感，超过0.8 m/s²时大部分人有明显不适。某些频率的低强度振动有催眠作用，如婴儿的摇篮晃动。5 Hz的低强度振动有助于人保持警觉。人对振动具有心理自觉性和触动性的特点。根据正弦振动周期，可主动用肌肉的反应来代偿。对于随机振动，肌肉会处于紧张状态，形成快速反应。改变肌肉的紧张程度会影响人体或器官的力学性质，以减小振动的影响。腹壁肌肉组织的收缩可减小腹腔中内脏的运动。航天中，载人航天器在上升段存在着强烈的振动，同其他力学因素复合作用于人体易引起某些担忧感。飞行前的振动体验有利于航天员消除这些不利的振动心理反应。

（撰写：李盈忠 审订：魏金河）

zhendong yu chongji geli

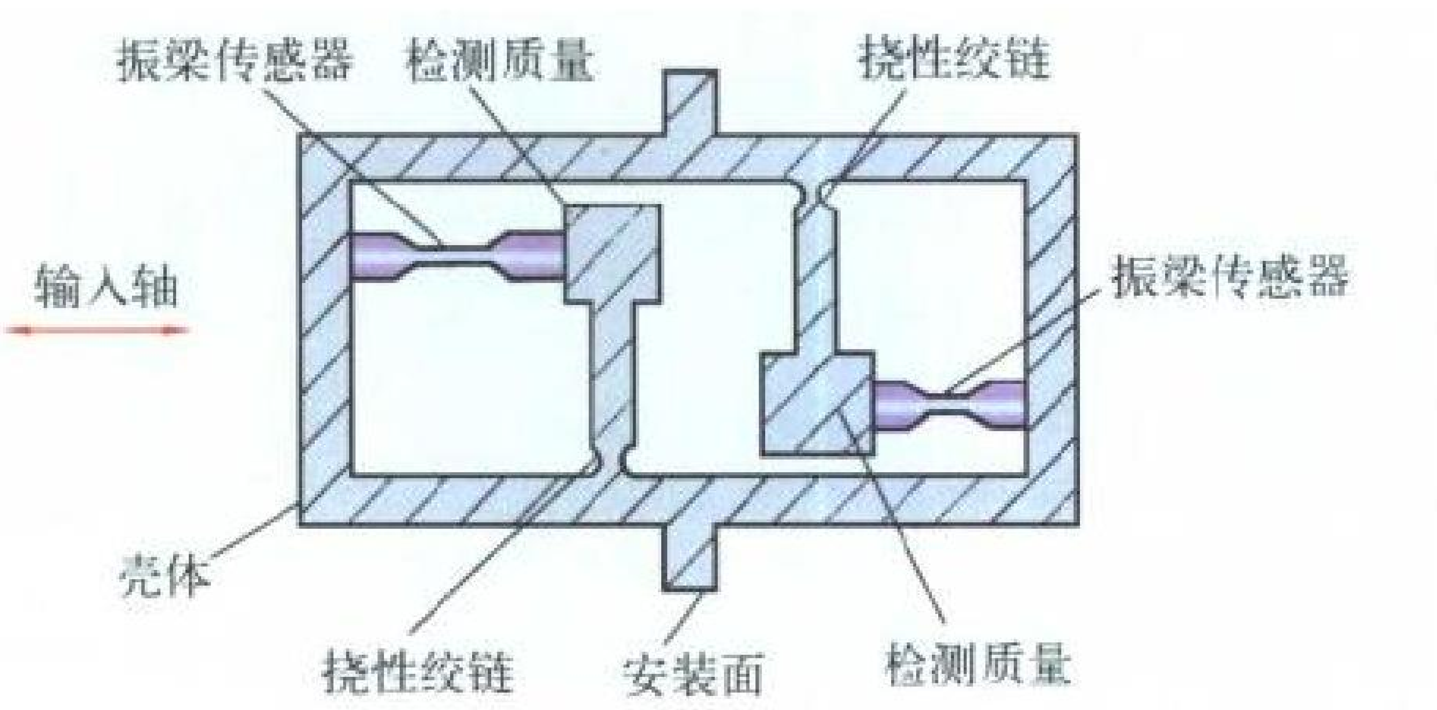
振动与冲击隔离 vibration and shock isolation 通过隔振器的隔离作用，使电子设备减少或免受力学环境的有害影响，以保证其可靠工作和不受损坏的技术。隔振器的隔振作用主要依靠隔振系数的设计；而冲击的隔离则是通过隔离器的变形，把猛烈短暂的冲击能量暂时贮存起来，然后再以缓和形式释放，作用在被隔离设备上。振动与冲击隔离技术，是控制振动与冲击应力的主要手段。设计或选择合适的隔振器和阻尼材料，结构上做合理的安装布局，构成振动与冲击隔离系统，再对结构进行刚化及去耦加固处理，是经济而又可靠

的设计方法，在抗恶劣环境工程设备上得到了广泛应用。

（撰写：孙维谦 审订：蒋轩祥）

zhenliangshi jiasuduji

振梁式加速度计 vibrobeam accelerometer 通过检测两个振梁之间的振动频率之差来测量加速度的装置。这种加速度计含有两个检测质量，分别支承在挠性铰链上作为加速度的敏感元件（如图）。挠性铰链沿输入轴具有很低的机械刚度，而沿交叉轴却有很高的机械刚度。每个检测质量都通过石英振梁连接到壳体上。当输入轴的轴向有加速度作用时，两个梁的振动频率就改变，其中受拉的梁频率增高，而受压的梁频率降低，两个频率之差与输入加速度成比例。其特点为结构简单，体积小而轻，所需激励功率小、受温度变化的影响小。



振梁式加速度计原理图

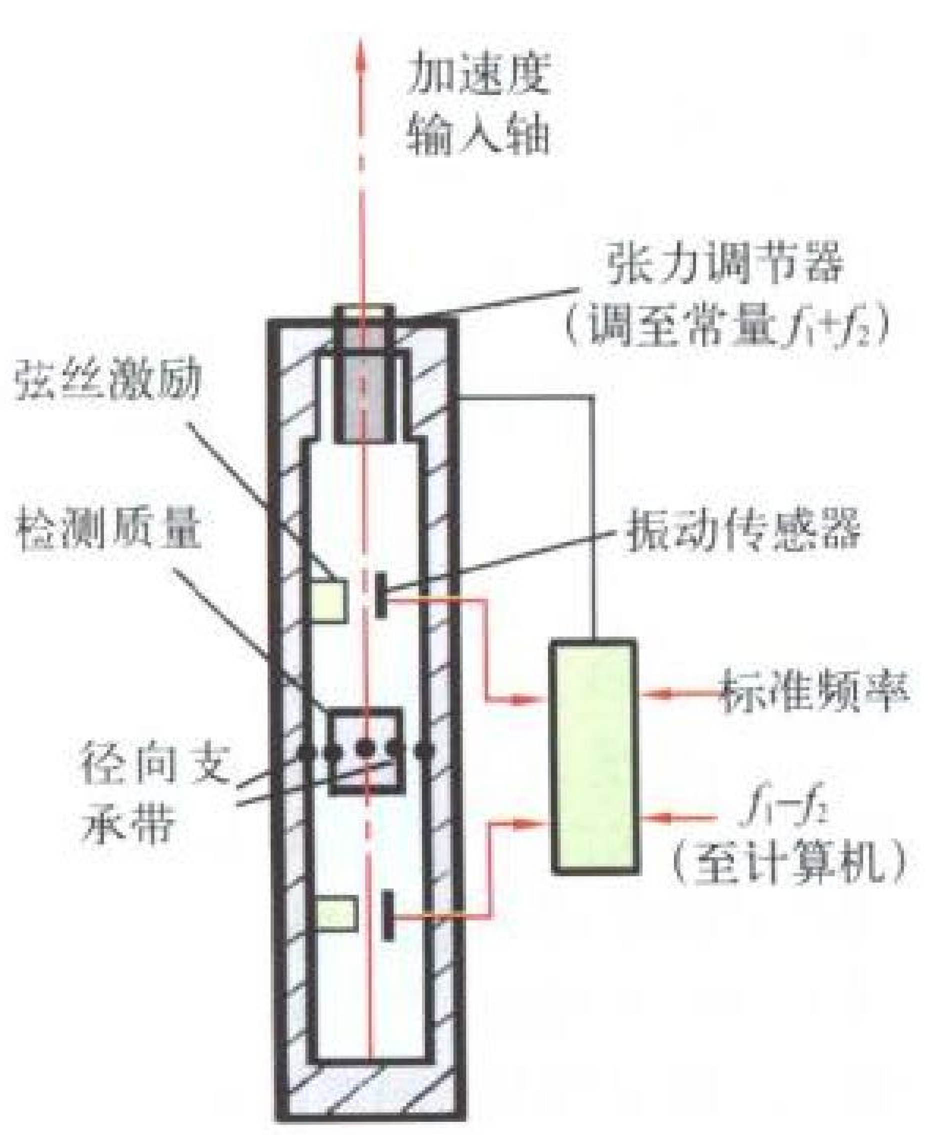
（撰写：高可人 王毓兰 审订：梁瑞琦）

zhenxianshi jiasuduji

振弦式加速度计 vibrating string accelerometer 通过检测两根弦丝之间振动频率之差来测量加速度的加速度计。其工作原理是：检测质量以一定的初始张力支撑在两根弦丝之间（如图），两根弦丝分别以一定的频率振动着。当加速度沿输入轴作用时，支承检测质量的两根弦丝中，有一根的张力增大，而且固有频率也增高；而另一根的张力减小，其固有频率也降低。两根弦丝固有频率之差

$$f_2-f_1=\frac{ma}{4\mu L^2(f_1+f_2)}$$

式中 m 为检测质量；μ 为单位长度弦丝的质量；L 为弦丝长度；a 为线加速度。于是，当两个固有频率之和 (f_1+f_2) 保持不变时，其频率之差就与加速度成比例。振弦式加速度计的优点是动态范围大，体积、质量分辨率和精度高，能产生数字输出；缺点是对温度敏感和制造难度大。目前的测量精度已达到 $10^{-5}\sim10^{-6}g$。

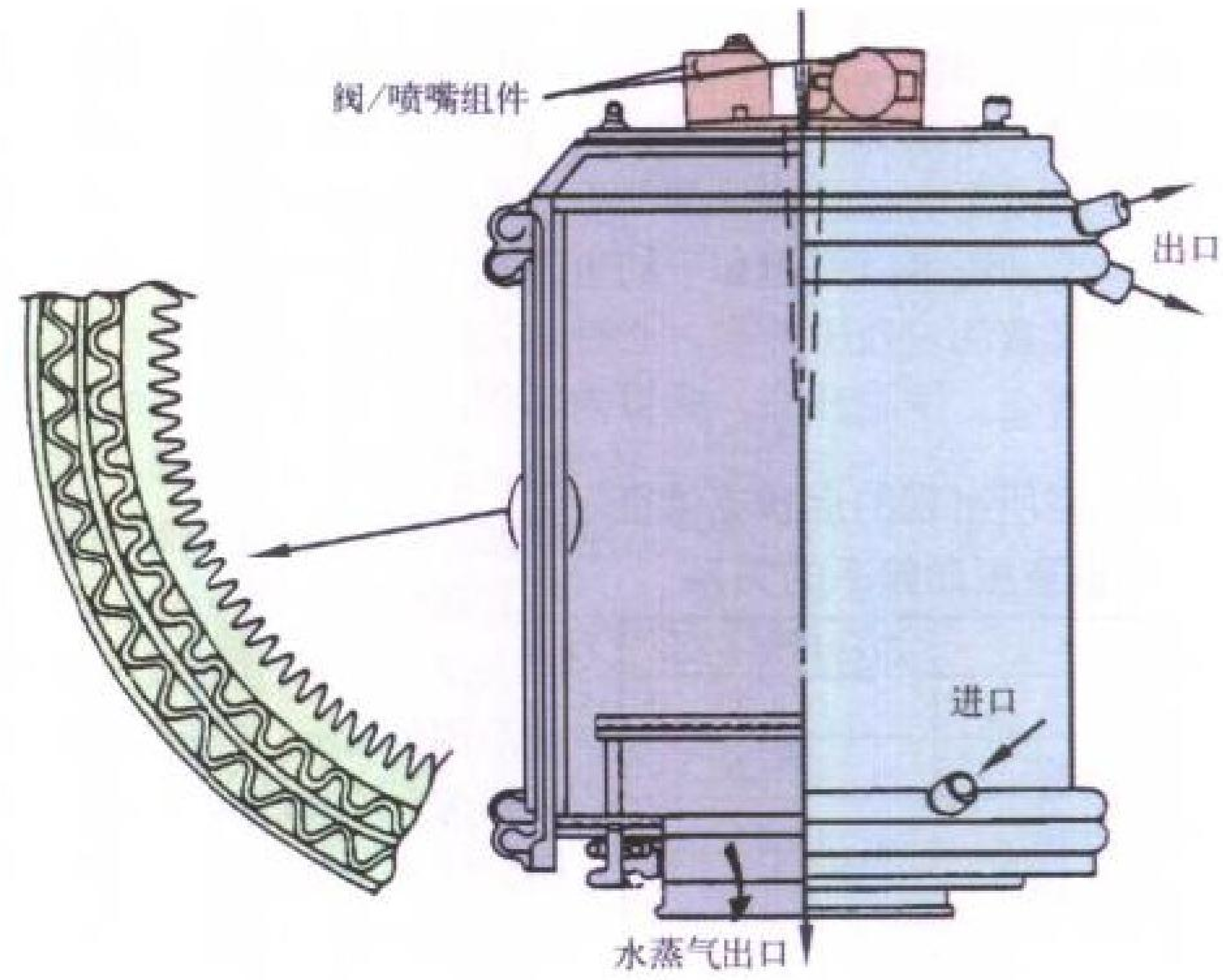


振弦式加速度计原理图

（撰写：高可人 王毓兰 审订：梁瑞琦）

zhengfashi huanreqi

蒸发式换热器 water evaporator 利用水和其他高潜热材料在空间真空条件下蒸发吸收热源热流的特殊散热器。美国的载人航天器使用燃料电池作为能源产生大量水，有条件利用水作为散热剂完成主散热系统不能完成的制冷任务，例如在航天器入轨前和返回阶段空间辐射散热器不能有效工作及在轨期间热负荷为峰值时。水具有最大的蒸发潜热，它也是载人航天器使用最多的散热剂。美国早期的飞船利用吸水海绵材料吸收水后置于低压通道的方法使水汽化，同时通过热交换器管道为液路或气路工质散热。“阿波罗”飞船在航天服回路和乙二醇流体回路上分别安装了气路水蒸发散热器和液路水蒸发散热器两套系统。由于海绵式水蒸发散热器有不少缺点，如易污染、易堵塞等，因此航天飞机设计了新结构系统，称为喷射式水蒸发散热器（见图）。水蒸发器由芯体、阀门和喷嘴组合件及防水花飞溅装置等部组件组成。圆筒状芯体包含有主传热面，其一端是阀门安装面，并对此进行加热以防止水流喷射时受冷结冰而堵塞喷口；另一端设有水花飞溅抑制装置，以除去飞离蒸发器的蒸气流旁路。航天飞机的蒸发散热系统包括两个蒸发器、两个主控板与一个辅助控制器、两套供水喷射阀、一组温度传感器和恒温排气管道。此外，航天飞机还设有着陆前使用的氨蒸发散热器。



航天飞机上安装的喷射式水蒸发散热器

（撰写：尚传勋 审订：范含林）

zhengliuzhao fenli zhuangzhi

整流罩分离装置 fairing separation device 火箭上分离卫星整流罩的装置。运载火箭均采用蚌壳式整流罩。按卫星整流罩的抛罩轨迹，其分离装置可概括为两类：(1) 下端铰链约束侧向转动分离装置。它由两半罩纵向、横向分离面连接解锁装置、压缩螺旋弹簧推动装置和活动铰链等组成，如图1所示。分离时引爆两半罩各连接面的解锁装置使之解锁。在弹簧力作用下，两半罩张开，各自绕下端的铰支点向外侧转动。一旦转动离心力足够大时两半罩就脱离火箭抛出去。(2) 侧向平推分离装置。两半罩下端无铰链约束，其纵向连接分离面上装有条形无污染炸药索折叠气囊管推动装置。该装置兼有连接解锁功能。半罩下端用无污染爆炸螺栓与火箭连接。分离时引爆无污染爆炸螺栓和炸药索，两半罩解锁。炸药索的爆炸气体使折叠气囊管迅速膨胀，将半罩推开，以一定的平动和转动速度将两半罩甩出。还可用火药弹射器等推动装置，其推力线与火箭纵轴垂直，对称安装在整流罩纵向分离面上，分离时提供平推力。第一类转动分离装置具有可靠性高和安装比较容易等优点。第二类平推分离装置亦具有高可靠性，但装配对接较困

难，且由于初始平推速度较高，需要在大型真空罐内模拟高空抛罩试验，增加了研制费用。

（撰写：谭宗愚　审订：王心清）

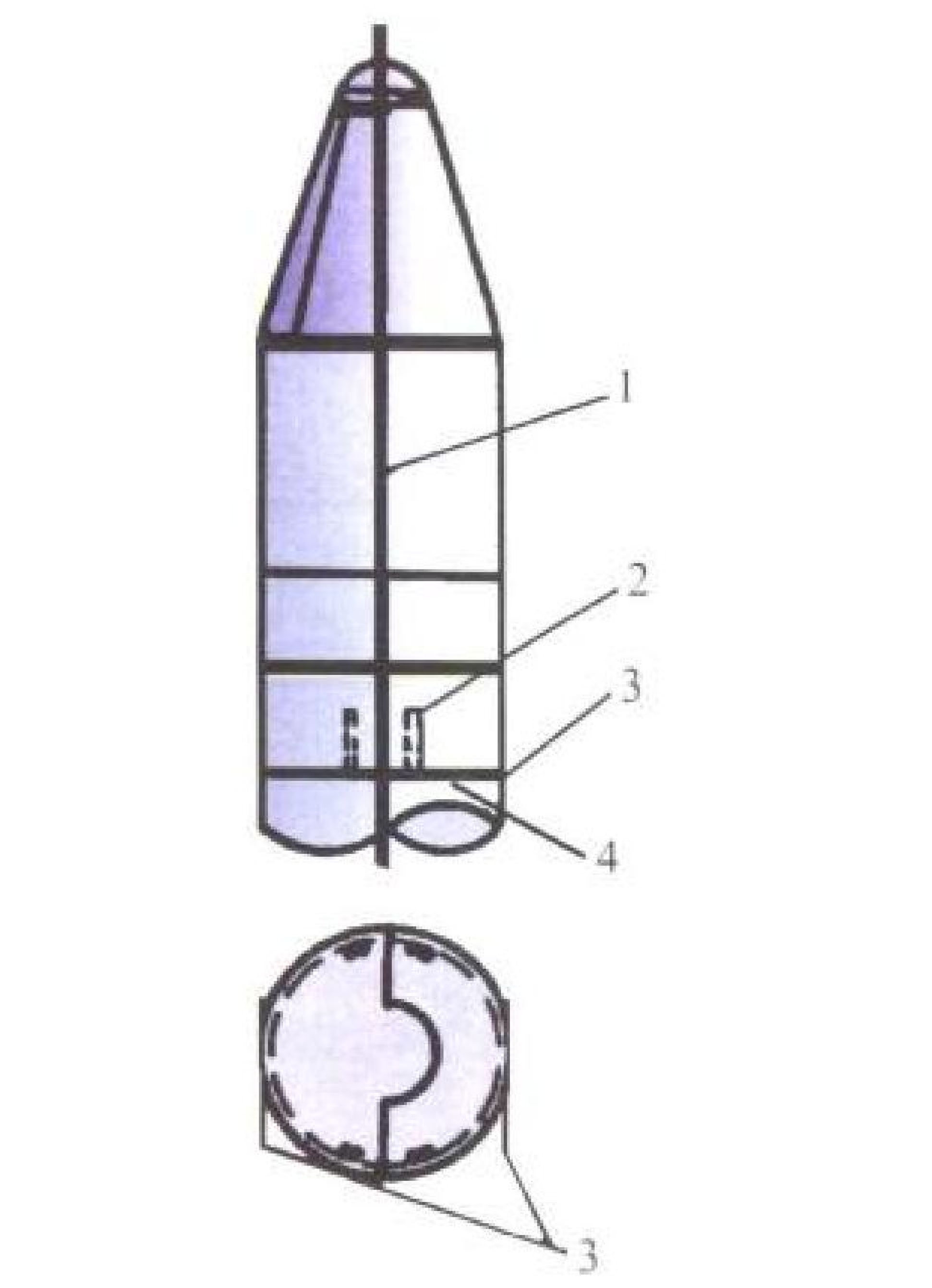


图 1　下端铰链约束侧向转动分离装置

1—半罩纵向连接解锁装置；2—主弹簧；3—活动铰链；4—横向连接解锁装置

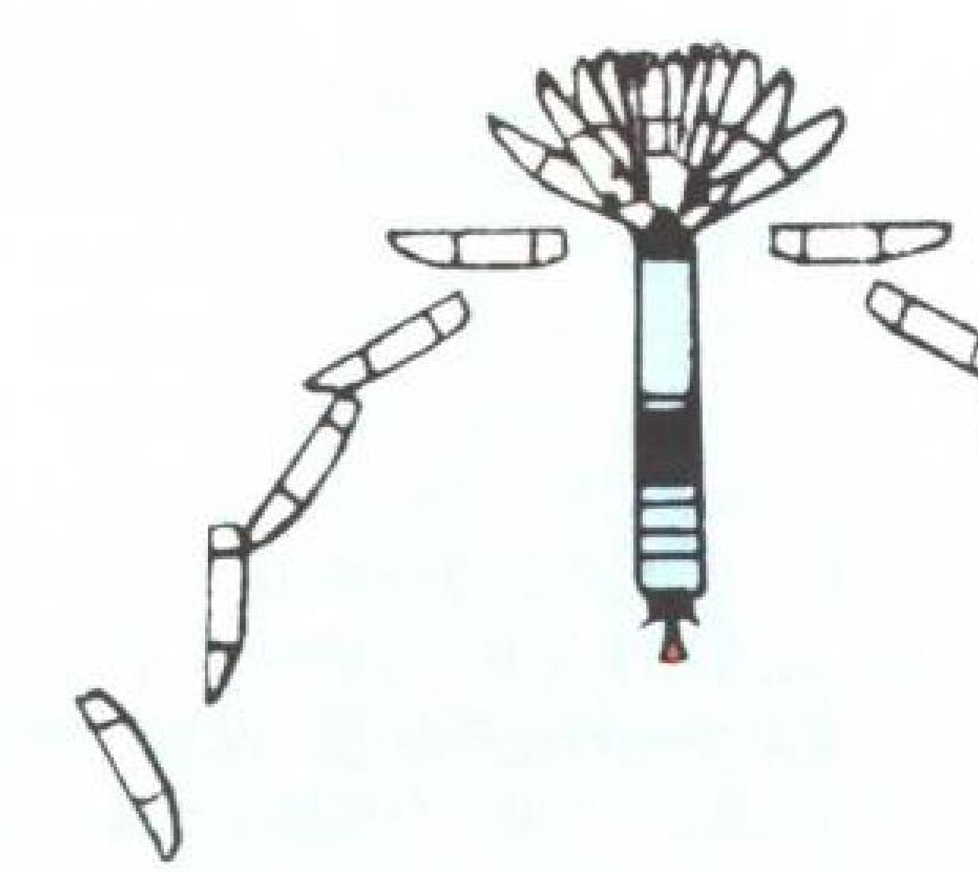


图 2　整流罩抛罩轨迹示意图

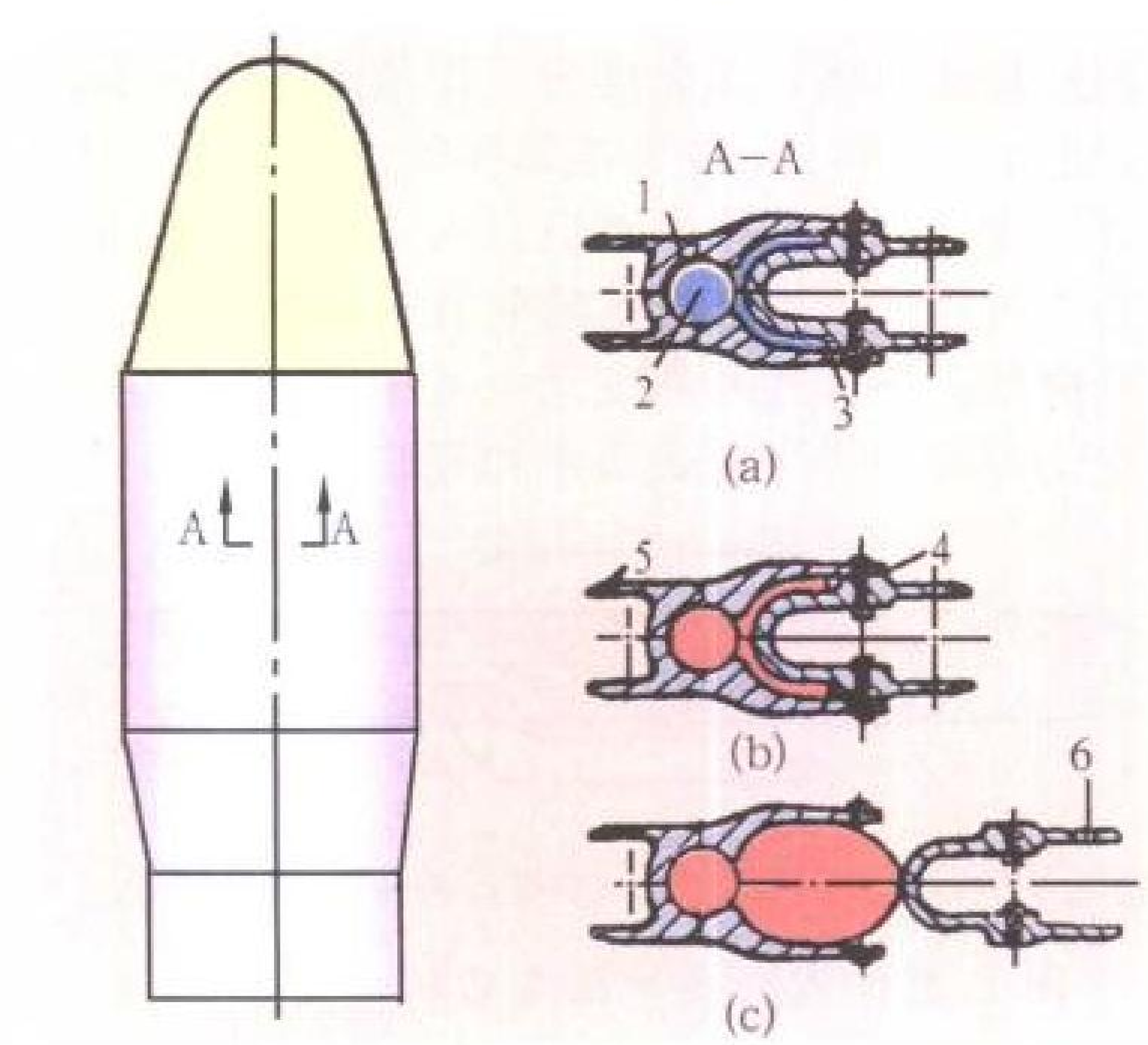


图 3　无污染炸药索侧向平推分离装置

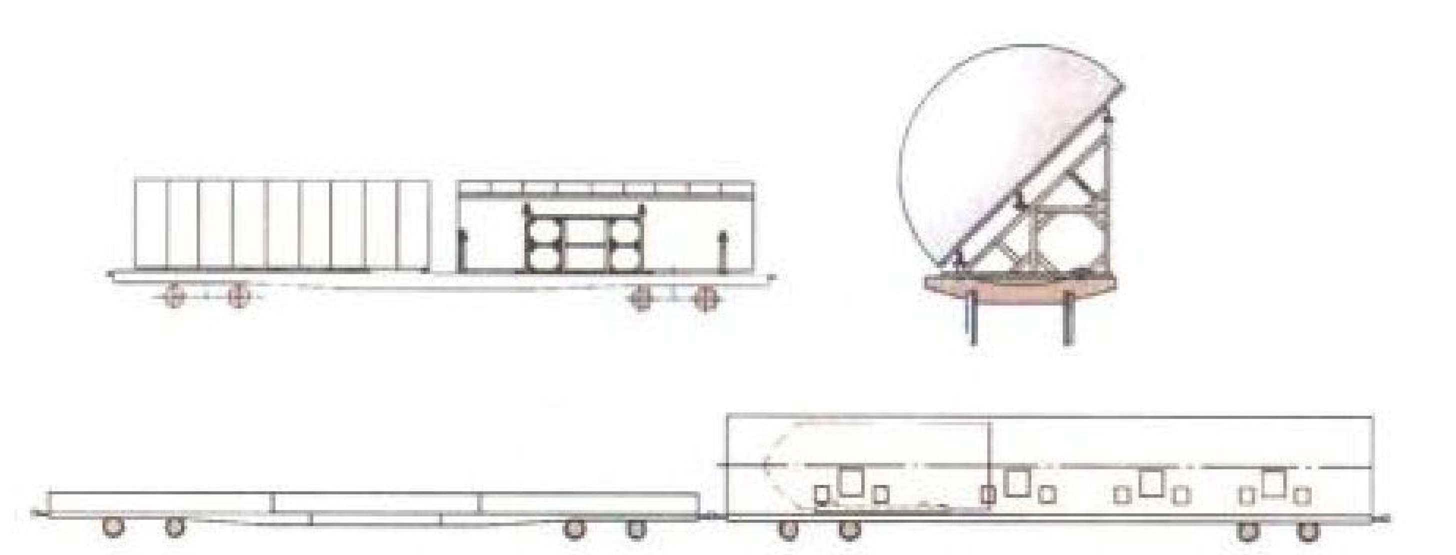
(a) 分离前；(b) 炸药索引爆剪断铆钉；(c) 气囊管膨胀，两半罩分离

1—炸药索；2—衰减管；3—可折叠气囊管；4—铆钉剪断；5—槽形（气缸）件；6—凸形（活塞）件

zhengliuzhao tielu yunshuche

整流罩铁路运输车　fairing railway transporter　用于运输卫星和有效载荷整流罩的铁路车辆（右上图）。对于“长征”系列运载火箭，当整流罩直径小于3350 mm时，一般借用箭体铁路运输车；当整流罩直径大于3350 mm时，视整流罩的结构或借用箭体铁路运输车、或借用转载平车，或使用专门研制的运输车。

（撰写：刘　民　审订：蔡连贵）



整流罩铁路运输车示意图

（上图为平车运输，下图为采用厢式车运输时的列车编组）

zhengliuzhao zhuangpei xingjia

整流罩装配型架　fairing assembly jig　用于完成运载器有效载荷整流罩装配工作的专用装置。它多用于半罩刚度较低、分离装置及其装配较复杂或有特殊要求的较大型有效载荷／整流罩的封装，用以增大刚度，承担吊挂翻转载荷，以保持整流罩的几何形状和调整整流罩的姿态，以便顺利完成整流罩自身的装配或运载器接口的连接等工作。按照整流罩装配姿态的不同，可分为垂直装配型架和水平装配型架；按型架的使用特点，可分为吊挂式、支撑式和混合式。在发射工位上合罩，一般采用吊挂式型架。它利用吊车、吊钩和吊具与型架组合后具有的自由度，来实现对整流罩姿态的调整。但其中两个自由度上姿态的变化和保持，需要由操作人员连续施加外力，因而其对接精度一般较低，整流罩姿态的长期稳定性较差。在技术厂房一般采用支撑式型架。它也能在吊挂方式下使用。在支撑状态时，可利用型架架体3个支腿的升降和支撑架体的3辆小车具有的双向位移功能这3个自由度的不同组合，实现对整流罩6个自由度的调整。这种方法又称为三自由度浮动对接。它具有对接精度高、整流罩姿态的长期稳定性好、安全可靠、操作方便和机构简单等突出优点。



“长征”2号E运载火箭整流罩装配型架

（撰写：张福全　审订：蔡连贵）

zhengti bibanshi yimian

整体壁板式翼面 integral wing 由两块整体壁板组合而成的翼面。其纵向、横向加强件及蒙皮为由一整块材料制成的板壳结构。这种结构翼面的蒙皮容易实现变厚度，加强筋可以合理布置，承载能力大，气动外形好，结构简单，材料单一，装配工作量少，生产效率高，成本较低。根据其具体结构形式又可分为：(1) 辐射式弹翼（图1），由整体加工的上、下翼板铆接而成，每块壁板上有起翼梁和翼肋作用的辐射加强筋；(2) 整体网格式弹翼（图2，3），也是由上、下整体壁板铆接而成，上、下壁板上有辐射和横向加强筋组成的网格或者菱形加强筋网格，一起保证弹翼的展向和横向刚度大致相等；(3) 实心壁板结构式弹翼，适用于尺寸小的薄弹翼。整体壁板式翼面可用机械加工、铸造、锻造等工艺制造。由板材直接进行机械加工制造，原材料消耗大，工时成本较高；而采用铸、锻工艺制造的翼面相对质量较大，但工时消耗少，成本低，更适合大批量生产。

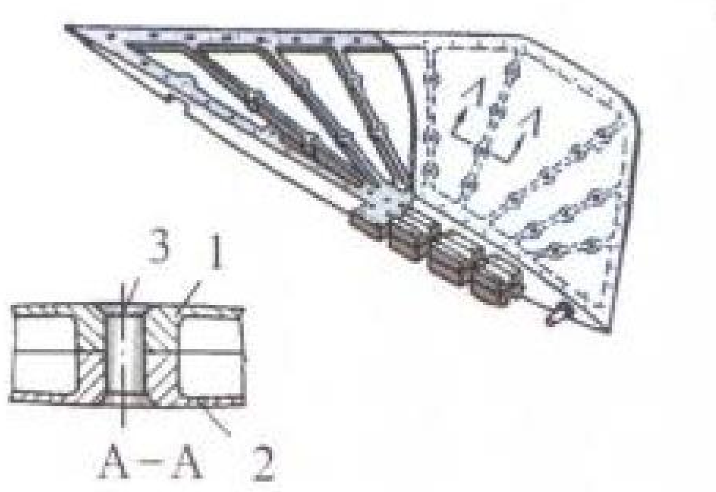


图1 辐射式加强筋整体结构弹翼

1—上壁板；2—下壁板；3—铆钉

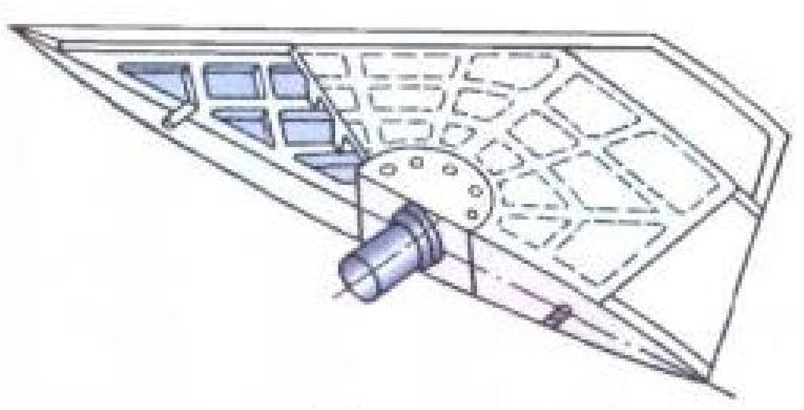


图2 辐射网格式弹翼

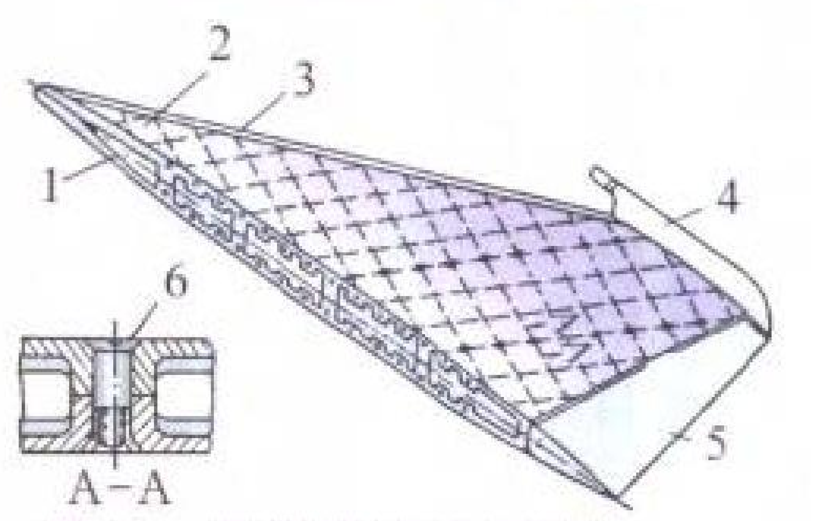


图3 菱形网格式弹翼

1—下壁板；2—上壁板；3—前缘；4—翼尖；5—副翼；6—连接件

（撰写：李正顺 审订：刘庆楣）

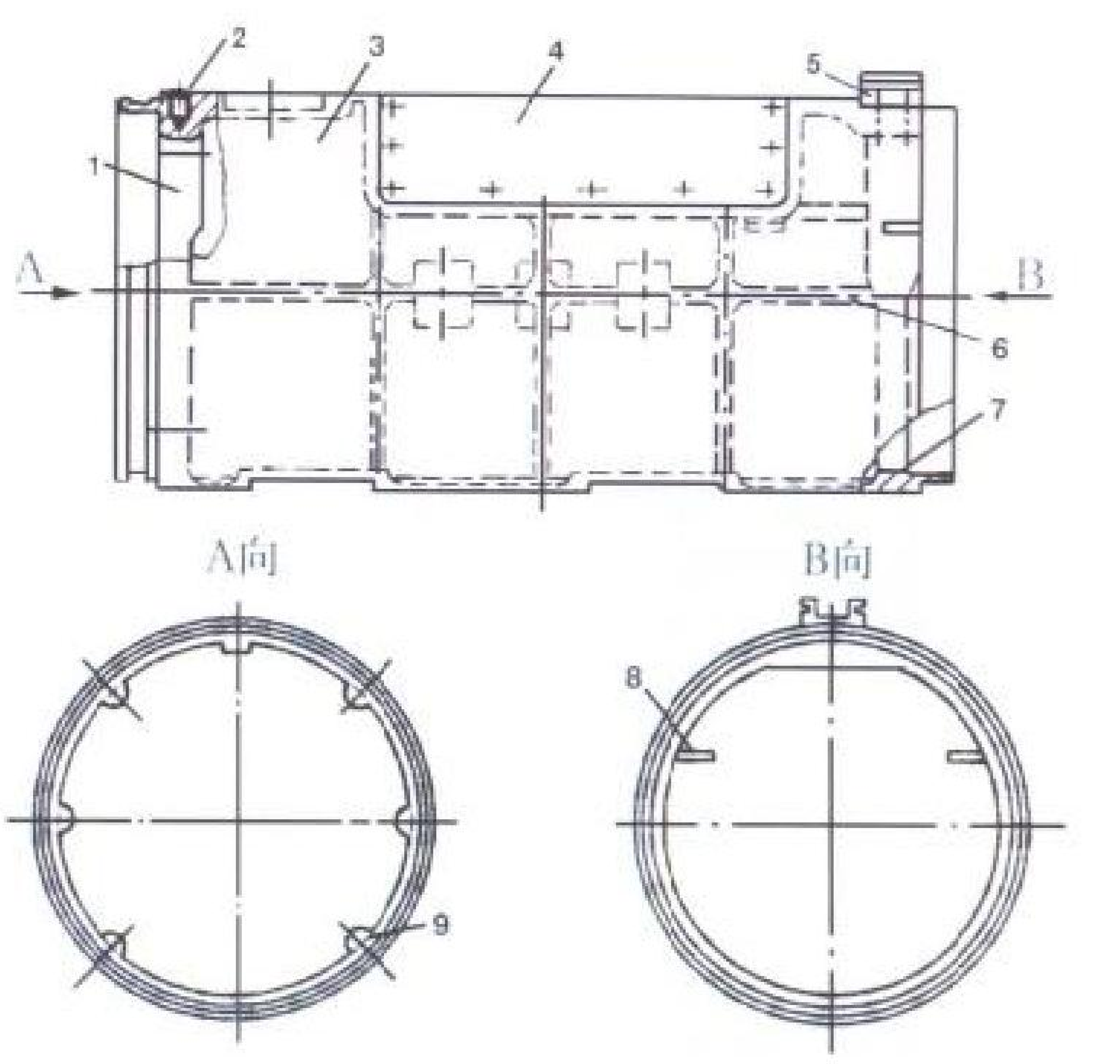
zhengti cichang

整体磁场 global magnetic field 太阳表面上各部分纵向磁场的平均值。它是把太阳作为一颗恒星，观测其整体的磁场而得到的磁场特征。观测时让太阳光不聚焦成像进入磁像仪，测得的日面各处混合而成的磁场，就是太阳整体磁场。这种磁场的强度呈现出有规则的变化，极性在每个太阳自转周（约27天）内约变化两次。这种现象可简单解释为日面上沿东西自转方向上有两片极性相反的磁区，它们形成东西对峙的格局，在自转过程中，交替观测到N、S极性。这种整体磁场与1个天文单位处观测到的行星际磁场有很好的一致性。

（撰写：吴中华 审订：都亨）

zhengti jiegou cangduan

整体结构舱段 the whole structure section 由一个铸造毛坯经机加工，或由一块板件或管件经旋压加工，或由一块或几块板件弯曲成形后再经化铣、焊接而成的结构段。典型的铸铝舱段如图所示。在这种舱段的剖切面上，基本蒙皮截面为主要承力截面，此外，有的具有纵横筋条截面加强，有的只有横向筋条截面加强，有的则是网格式筋条截面加强。整体结构舱段通常适用于中、小弹径的导弹。其优点是综合承载能力强，结构、工艺简单，生产效率高。



典型铸铝舱体简图

1—前端框；2—吊挂螺钉；3—外壳；4—口盖；5—滑块；6—肋；7—后端框；8—耳片；9—战斗部固定点

（撰写：耿福胜 审订：李正顺）

zhengtishi chongya fadongji

整体式冲压发动机 integral ramjet engine 固体火箭助推器置于冲压发动机内，二者共用一个燃烧室或燃烧室空间、冲压发动机与飞行器一体化配置的组合发动机。共用燃烧室为有热防护层的空腔，内置固体药柱；共用燃烧室空间为采用气冷却的空腔，内置带壳体的助推器。按使用的燃料可分为整体式固体（燃料）冲压发动机和整体式液体（燃料）冲压发动机。整体式冲压发动机由进气道、燃烧室、尾喷管、助推器药柱和喷管（共用燃烧室）或助推器（共用燃烧室空间）组成（见图）。助推器与冲压发动机相继共用一个燃烧室，优点是助推器装药量较大，缺点是转级过程比较复杂，燃烧室增加绝热层，使发动机二级质量较大。共用一个燃烧室空间，其优点是转级过程简单，可靠性高，发动机二级质量较小，缺点是助推器装药量较小。发动机工作时，助推器点火，将冲压发动机加速到起动速度，在助推级工作结束的同时发出转级控制信号，进行工况转换，使助推器喷管或助推器壳体脱落。与此同时进气道打开，冲压发动机点火工作。助推器喷管分为可抛式和不可抛式。不可抛式喷管有可烧蚀喷管，还可使用无喷管助推器。整体式冲压发动机减小了飞行器尺寸。整体式冲压发动机可用于飞航式战术和战略导弹。

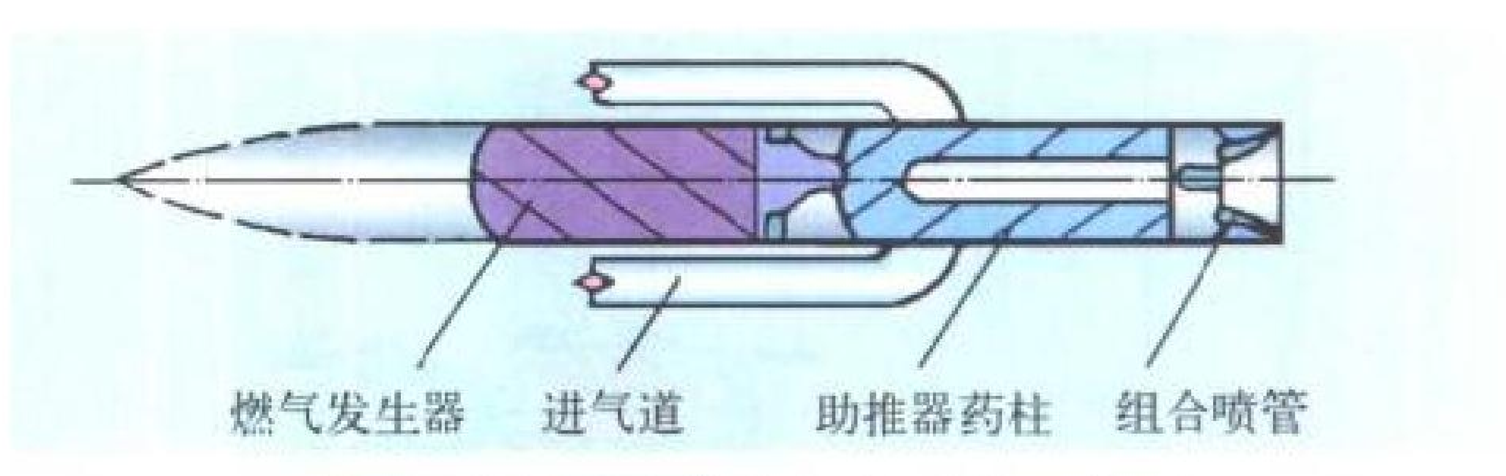


图1 整体式火箭冲压发动机示意图

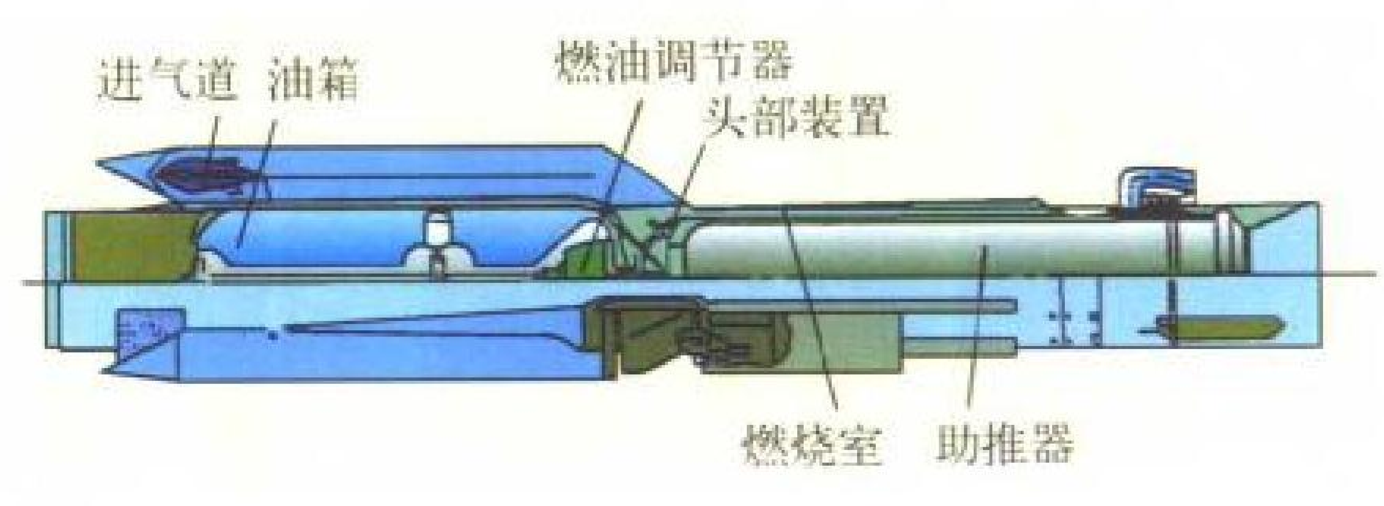
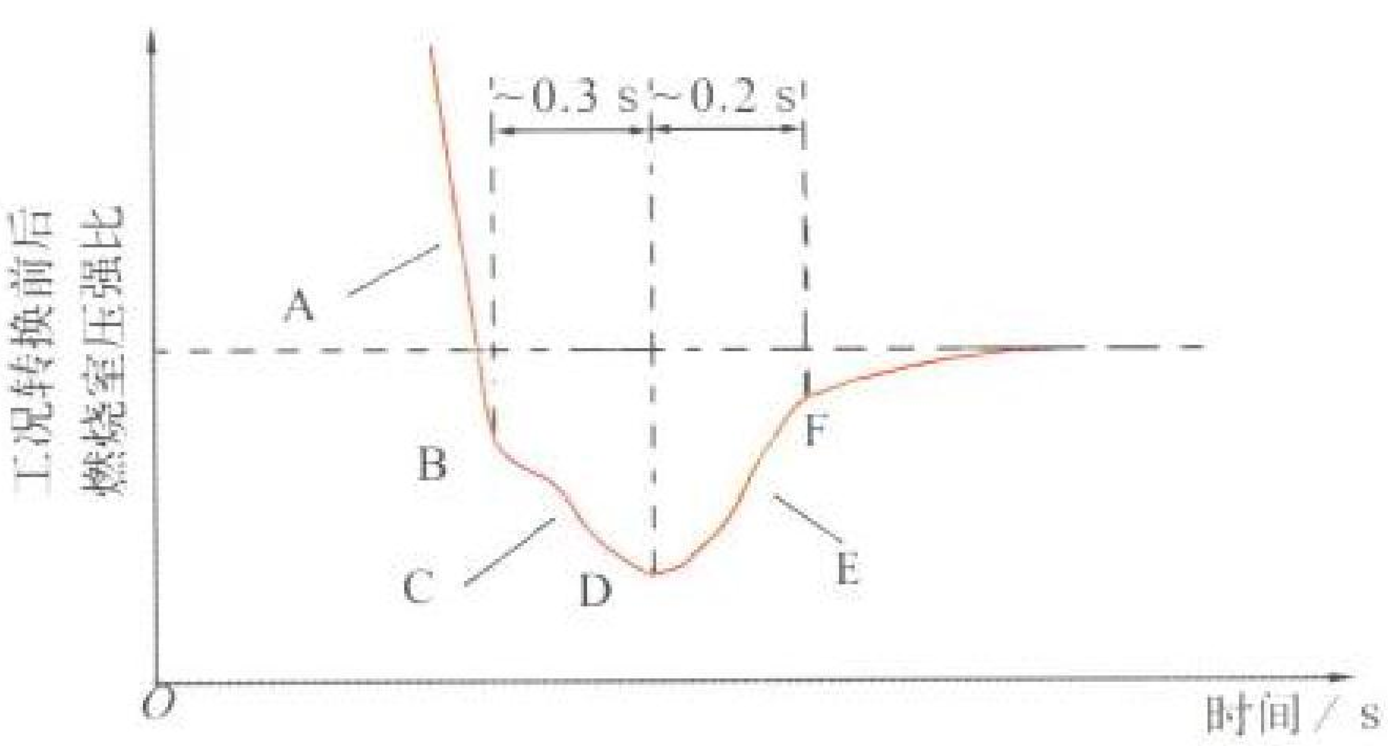


图2 整体式液体冲压发动机示意图

（撰写：王健 审订：顾炎武）

zhengtishi chongya fadongji gongkuang zhuanhuan

整体式冲压发动机工况转换 mode transition of integral ramjet engine 整体式冲压发动机由火箭助推器工作过渡到冲压发动机工作的过程。工况转换也可称为转级，即由助推级转换到主级。转换过程所需的时间称为工况转换（转级）时间。工况转换是整体式冲压发动机的一项关键技术。整体式冲压发动机的工况转换有两种形式。一种是将完整的火箭助推器置于冲压发动机燃烧室内，助推器工作完毕后整体脱落，同时发出转级控制信号，冲压发动机点火工作，完成工况转换；另一种是将助推器装药置于冲压发动机内，和冲压发动机相继共用一个燃烧室，助推级工作完毕后发出转级控制信号，进气道堵盖打开，助推级尾喷管脱落，冲压发动机点火工作，完成工况转换。典型的助推器装药置于冲压发动机燃烧室内的整体式冲压发动机工况转换时，燃烧室压强变化曲线见图，其中A为助推器熄火段，B为助推器压强降至低于进气道冲压空气的压强点，C为助推级喷管脱落和冲压发动机点火段，D为冲压发动机着火点，E为冲压发动机建立推力段，F为冲压发动机推力达到90%的有效推力点。

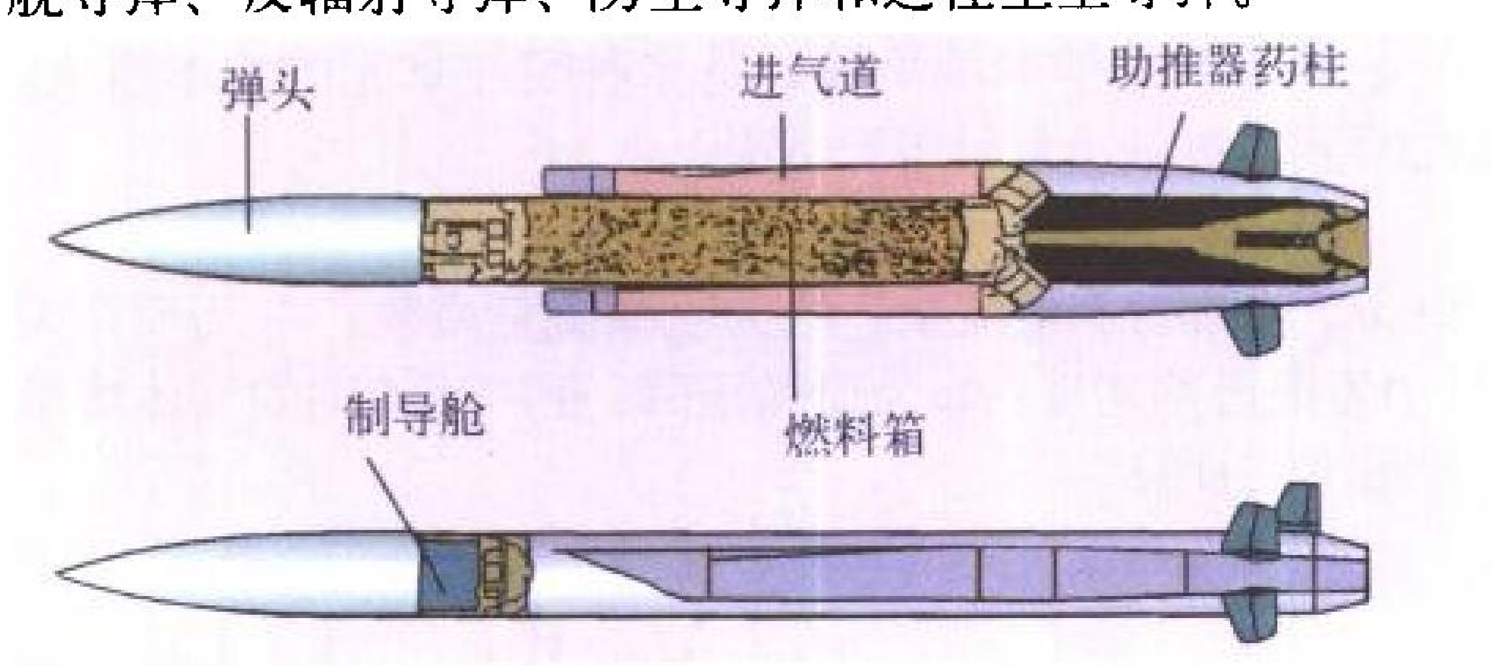


典型的整体式冲压发动机工况转换时燃烧室压强变化曲线图

（撰写：骆家文 审订：顾炎武）

zhengtishi huojian chongya fadongji daodan

整体式火箭冲压发动机导弹 integral rocket ramjet engine missile 用整体式火箭冲压发动机作推进系统的导弹。它是20世纪70年代发展的新型火箭冲压组合发动机导弹之一，已有多种型号服役。和传统的冲压发动机导弹相比，其突出特点是：(1) 固体火箭助推器与冲压发动机相继使用一个燃烧室，使导弹体积和长度明显减小；(2) 采用侧面进气道，较为妥善地解决了冲压发动机与战斗部、制导系统之间的兼容性问题。按所用燃料分为整体式液体火箭冲压发动机导弹和整体式固体火箭冲压发动机导弹两种。用整体式火箭冲压发动机作推进系统的导弹有中、远程战略空地导弹、战术空地导弹、反舰导弹、反辐射导弹、防空导弹和远程空空导弹。



整体式火箭冲压发动机导弹示意图

（撰写：毕士冠 审订：黄瑞松）

zhengxing lingdongliang kongzhi

整星零动量控制 speed-biased zero-momentum control 飞轮控制方式的一种类型。标称状态（无姿态偏差）下，每个正交轴上的轮子有确定的动量偏置值。3个正交轴合成的动量，由安装在合成动量反方向、等量值的第四个斜装轮子来抵消，使得4个轮子构成的轮系的总合成动量为零。3个正交轴的轮子分别提供三轴的控制力矩，斜装轮子工作在恒速状态。通常情况下，3个正交轴上轮子的偏置动量相同，而在等倾角方向安装的斜轮的偏置动量为正交轮偏置动量的 - 3倍，从而实现标称状态下整星零动量。当轮子最大角动量容量和偏置动量选取合适时，整星零动量控制能确保在整个轮控过程中轮子转速不过零，从而避免了转速为零时静摩擦力矩的跳变导致的姿态角速率剧烈波动，而后者是遥感卫星应尽量避免的。因此，整星零动量控制是方案设计上采取的弥补硬件性能缺陷的结构措施或控制方法，以实现高稳定度的姿态控制。根据航天器运行环境的扰动力矩估计及磁力矩器可提供的卸载力矩，便可确定轮子的偏置动量与工作容量。显然，为使轮子转速不过零，其最大角动量应小于偏置动量。轮子的本身容量要大于或等于偏置动量与工作容量之和。

（撰写：严拱添 审订：陈义庆）

zhengjiao jianxiangqi

正交鉴相器 in-phase/quadrature detector 把中频信号幅度相对于基准信号相位的信息，转变为两路相互正交的视频信号的检波器。正交鉴相器把中频信号 $S(t)$ 用0° 功分器分为幅度相等、相位不变的两路信号。同时，把基准信号 $\cos\omega_0 t$ 用90° 功分器分为幅度相等，一路相位不变，另一路移相90° 的两个正交信号 $\cos\omega_0 t$ 和 $\sin\omega_0 t$。$S(t)$ 与 $\cos\omega_0 t$ 和 $\sin\omega_0 t$ 分别通过两路相同的乘法器、低通滤波器和视频放大器，输出视频的

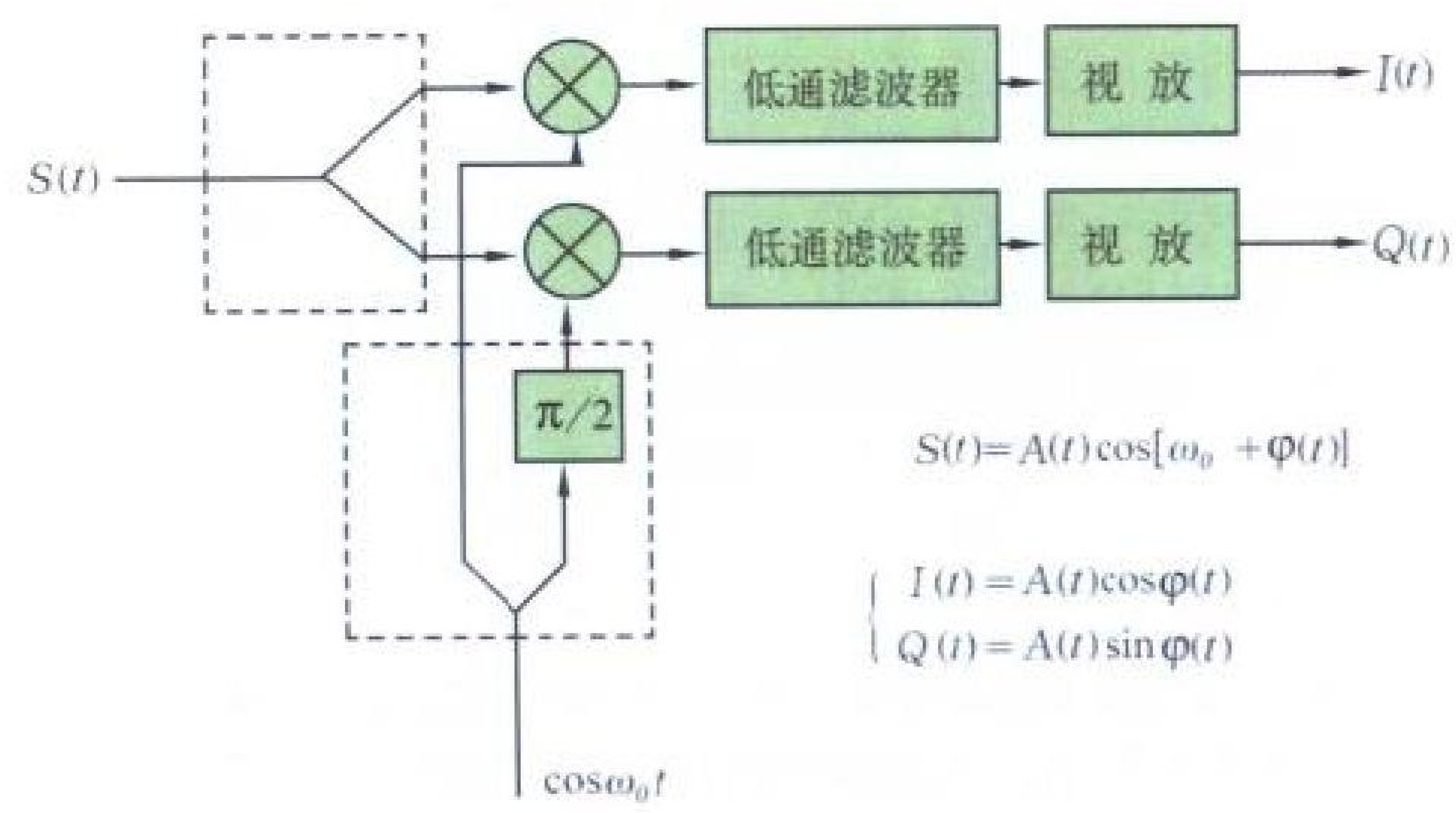


图 1 正交鉴相器原理图

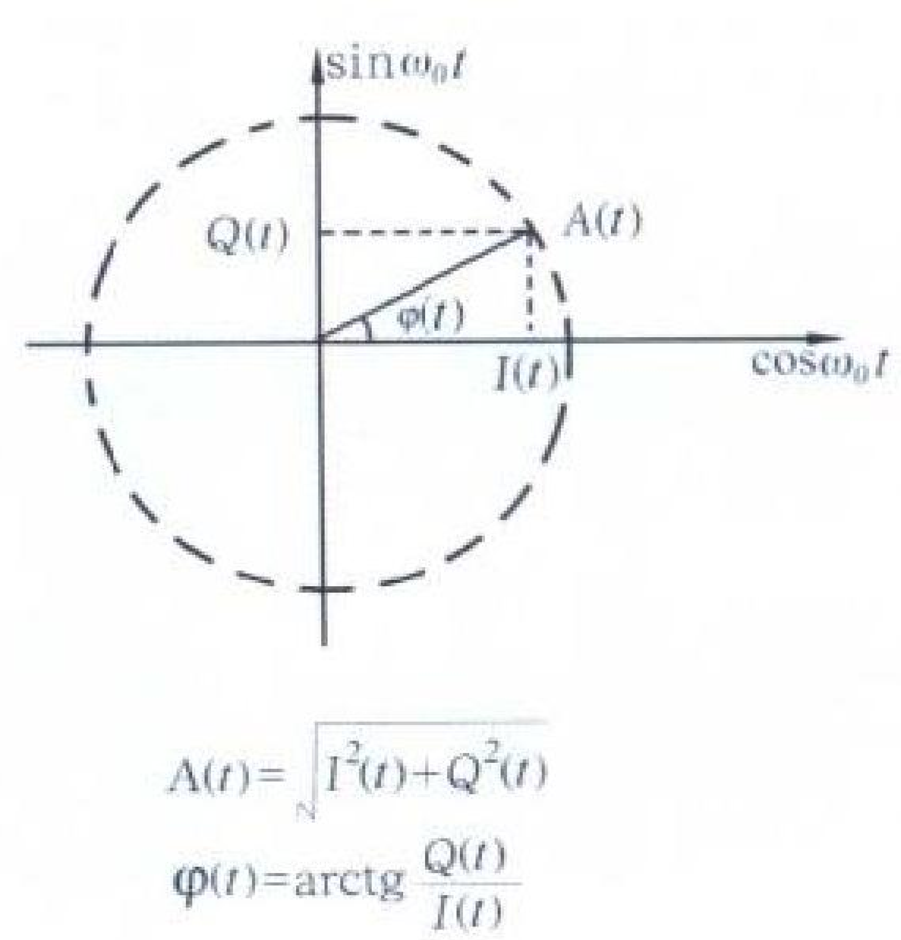


图 2 正交鉴相器矢量图

同相信号 $I(t)$ 和正交信号 $Q(t)$。正交鉴相器的原理如图1所示，信号矢量关系如图2所示。正交鉴相器在信号处理系统中有着广泛的应用。在现代数字信号处理器中，$I(t)$、$Q(t)$ 视频信号经采样—保持和模／数变换器变换成数字信号序列 I_n 和 $Q_n(n=1,2\cdots\cdots)$。

（撰写：毕正良　审订：谢占鳌）

zhengyang jieduan

正样阶段　flight model phase　又称正样研制阶段。在完成初样研制阶段的基础上，研制提供正式样机，全面检验航天器性能的阶段。正样研制阶段工作内容包括正样设计、正样生产和正样试验，全面鉴定产品的设计和工艺。正样阶段的设计任务是完成系统、分系统的技术设计和技术协调的接口设计以及正样阶段的技术文件和图样设计。正样阶段的生产任务是编制正样工艺方案，完成工艺设计，对工装模具进行修改和生产，完成元器件、原材料的备料，分系统产品的生产，地面电气和机械设备的修改、生产，正检星（飞船）总装和发射星（飞船）总装。正样阶段的试验任务是拟定地面试验方案，编制试验大纲和进行正样试验。试验种类有设备级的交收试验、分系统级的联试、整星（飞船）的电性能测试、质量特性测试、地面环境试验、发射场发射实施准备和飞行试验。

（撰写：吴开林　审订：吴健生）

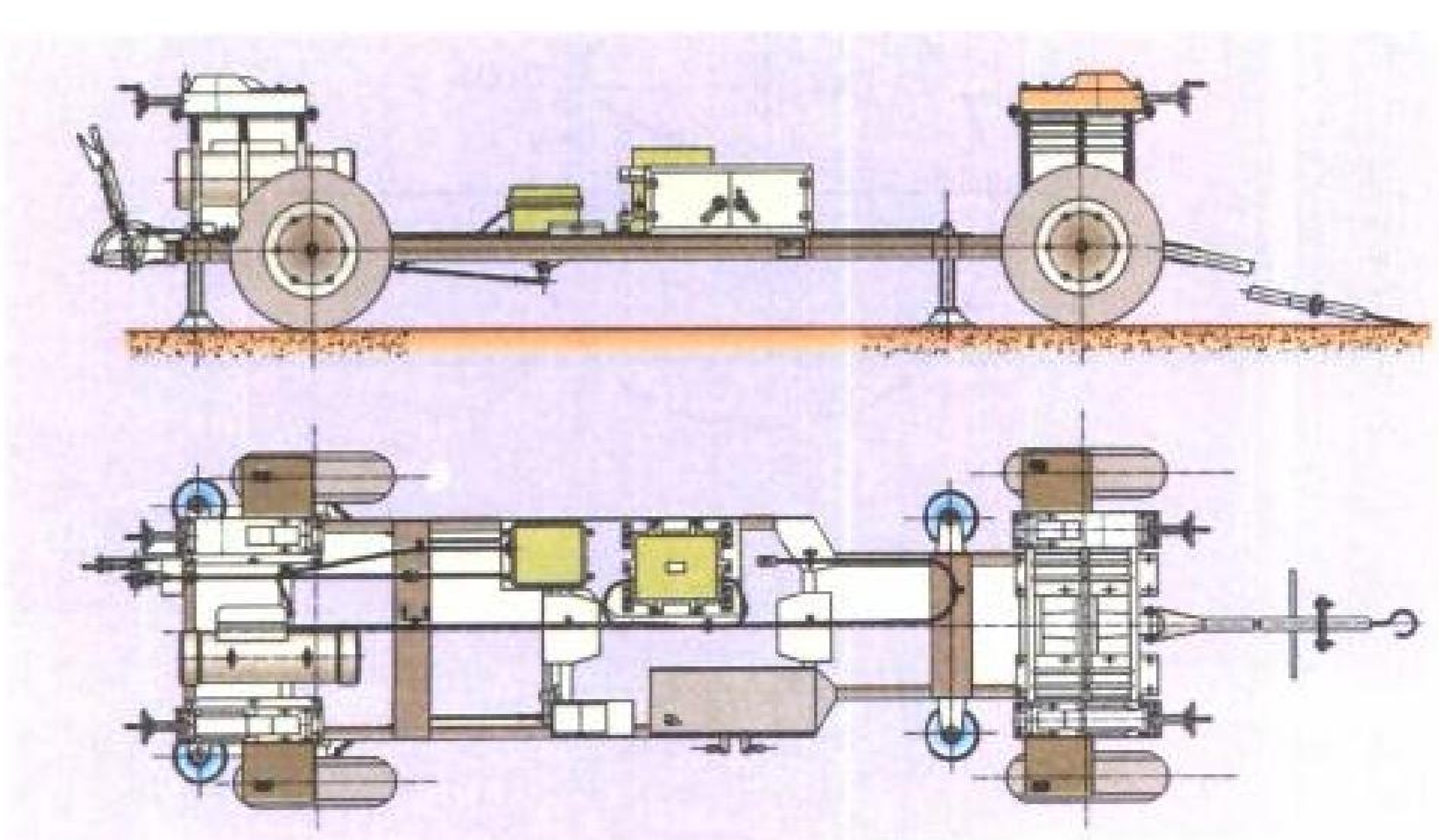
zhengyangxing

正样星　flight model of satellite　在正样研制阶段通过了地面验收试验，可用于发射的卫星。根据卫星研制程序，正样星研制应在初样星研制任务完成后开始，即按照正样设计要求和初样星试验后所确认的结构和技术状态，设计、试验可用于发射的卫星。正样研制阶段通常研制一颗正检星和一颗发射星。正检星进行地面的各种鉴定试验（振动试验、热真空试验、电性能测试、电磁兼容性试验等），发射星只进行验收试验。正检星和发射星的技术状态完全相同。正检星的星上产品通过试验证明其技术状态正确，经受了鉴定试验的考验，可以作为发射星的备份产品，如发现问题，经修改、补做试验合格后，也可作发射星的备份产品。

（撰写：吴开林　审订：吴健生）

zhichengche

支承车　supporting trailer　用于支承、固定导弹（或发射箱）并能与装弹车配合，完成向发射箱装填导弹或退弹的技术阵地车辆（见图）。支承车的作业地点是技术阵地。它是一种由人力推动或由牵引车牵引的车辆，主要由底盘总成、固定装置、托弹架和工具备件箱等组成。底盘总成是支承车的基础构件，具有行走、转向、制动和支承负载的功能。支承车目前已广泛应用于各种型号的导弹技术支援系统。



支承车外形图

（撰写：陈忠发　审订：曾智勇）

zhijie daoyinfa

直接导引法　direct guidance method　又称零目标方位角导引法。使导弹纵轴始终指向目标的导引方法。用这种方法导引时弹道曲率大、法向过载大，最后只能尾追目标，要命中目标，速度比受到严格限制，只适于攻击低速或固定目标。但直接导引法的技术实施比较简单。

（撰写：关锷　成楚之　审订：彭冠一）

zhijieli kongzhi

直接力控制　direct force control　以安装在垂直于飞行器纵轴的横截面周边上的发动机为控制系统的执行机构。它用于直接利用推力实现对飞行器的质心和绕心运动控制。如果要控制质心运动，则直接开启推力作用线通过质心的发动机，以改变质心运动轨迹。这种发动机通常称轨控发动机，它们以两两对称安装方式构成推力平面。如果要控制绕心运动，则发动机一般安装在垂直于飞行器纵轴的平面上，按俯仰、偏航和滚动控制力矩需求配置成最佳安装方式。这种发动机通常称姿控发动机。直接力控制大多应用于大气层外的空间飞行器或动能拦截器上，也可用于大气层内飞行器大机动运动的控制。直接力控制相对于大气层内的空气舵气动力控制或通过伺服机构进行的推力矢量控制而言，大大缩短了产生控制力和建立过载的时间，对于飞行器快速响应要求高的控制系统而言，有良好的应用前景。

（撰写：姜杰　审订：崔鑫水）

zhijie pengzhuang shashang jishu

直接碰撞杀伤技术　hit-to-kill technology　一项依靠高速飞行器的动能直接撞击目标的杀伤技术。其核心是“零”脱靶与动能杀伤飞行器（KKV）技术。直接碰撞杀伤技术可分为纯直接碰撞杀伤目标与利用增强杀伤装置杀伤目标（简称增强杀伤）两种方式。纯直接碰撞杀伤方式是由KKV本体直接碰撞杀伤目标。增强杀伤方式是拦截弹（或拦截器）在与目标交会时，抛撒杀伤元或张开增强杀伤伞来碰撞毁伤目标。其中增强杀伤元的抛撒，可直接由导引头提供抛撒指令。它是一种介于KKV纯直接碰撞杀伤与传统战斗部破片杀伤方式之间的新杀伤方式。

（撰写：万自明　审订：成楚之）

zhiliushi penzui

直流式喷嘴　atomized-spray injector element　推进剂在压差的作用下以射流形式喷出的一种喷注单元。直流式喷嘴分为单射流式（非撞击式）和撞击式，撞击式又分自击式和互击式。单孔是最简单的单射流喷嘴，是多种喷注单元的基本组成。单孔的液体质量流量计算公式是

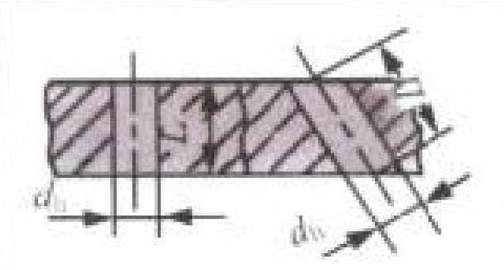
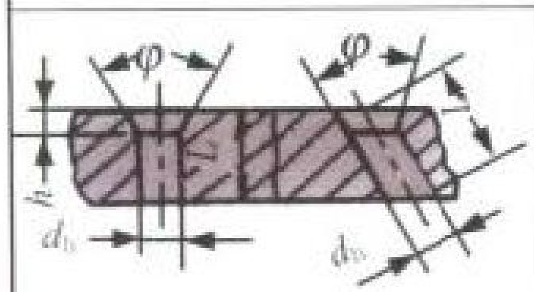
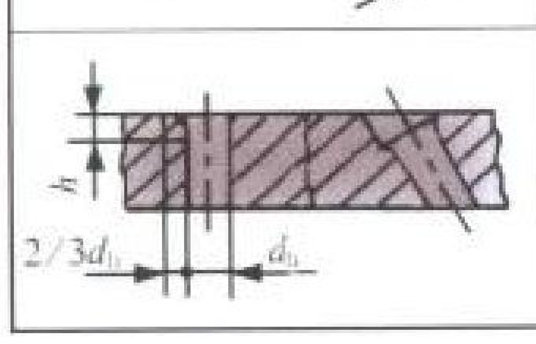
$$q_{mh}=C_d A_h\sqrt{2\rho\Delta p}$$

式中 q_{mh} 为喷嘴质量流量；C_d 为喷嘴流量系数；A_h 为喷孔面积；ρ 为推进剂密度；Δp 为喷嘴压降。亚声速流动的气体质量流量用下式计算

$$q_{mh}=C_d A_h \rho_g\left(\frac{p_i}{p_c}\right)^{\frac{1}{\gamma}}\sqrt{2\left(\frac{\gamma}{\gamma+1}\right)\left(\frac{p_i}{\rho_g}\right)\left[1-\left(\frac{p_c}{p_i}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}$$

式中 ρ_g 为气体密度；p_c 为燃烧室压力；p_i 为喷前压力；γ 为

几种常用的直流式喷嘴孔形

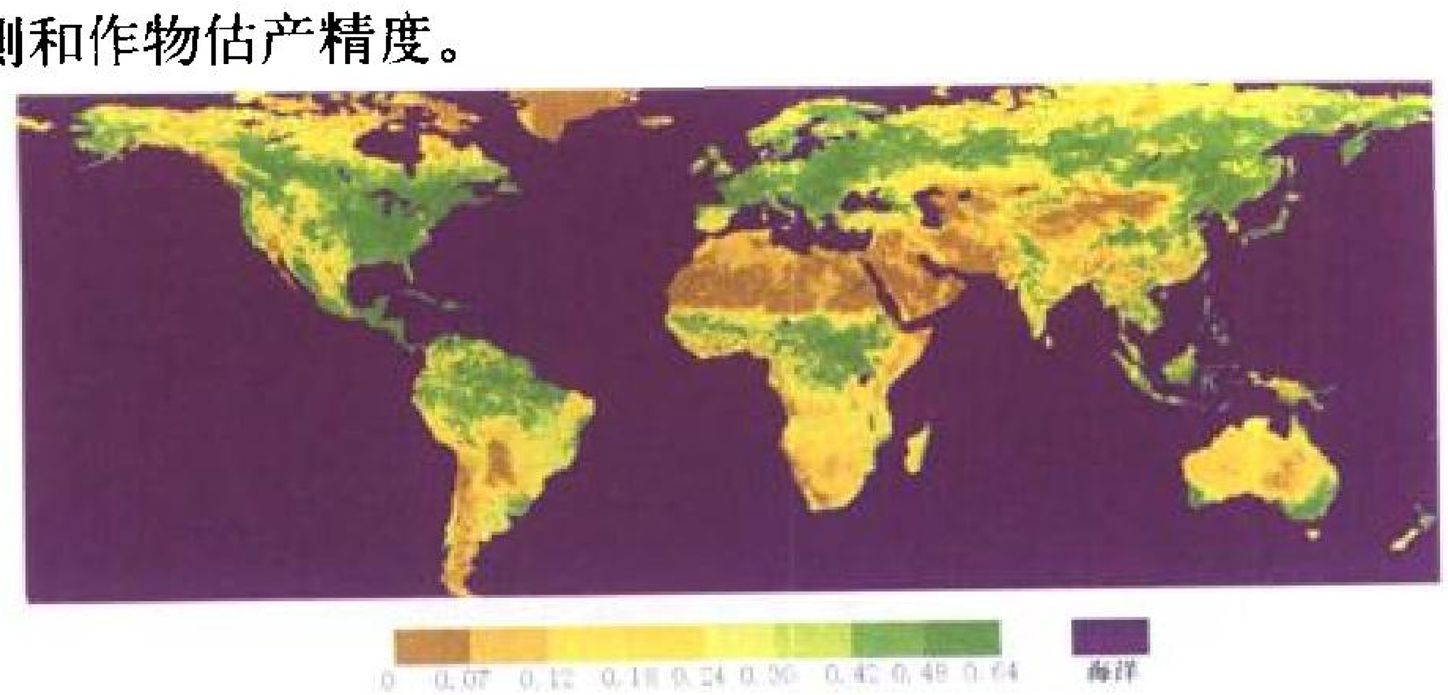
孔　型	特　点	说　明
	结构简单，加工方便进口边毛刺难清除，流量系数重复性差	$L/d_0<0.5, C_d=0.62; L/d_0=2\sim3, C_d=0.70\sim0.80$。由于结构限制而无法倒角时可采用这种进口形式
	进口倒角$\varphi=30°\sim60°$，倒角深度$h=1/4\,d_0$，加工方便，流量系数重复性好	$L/d_0=2\sim3, C_d=0.75\sim0.85$。广泛采用的进口形式
	1/4圆或椭圆进口，加工复杂，流动稳定，流量系数高，$C_d=0.90\sim0.98$	专用刀具加工，很少采用

气体的比热比。喷嘴流量系数与喷孔的长径比及喷嘴进口形状有关，一般约为0.60～0.90。为保持出口流态稳定，喷孔出口应保持锐边。单射流式喷嘴雾化性能差，而撞击式直流喷嘴可有效改善雾化和混合性能。

（撰写：黄国琸　审订：刘小渝）

zhibei zhishu

植被指数　vegetation index　利用卫星不同波段探测数据组合而成的，能反映植物生长状况的指数。植物叶面在可见光红光波段有很强的吸收特性，在近红外波段有很强的反射特性，这是植被遥感监测的物理基础，通过这两个波段测值的不同组合可得到不同的植被指数。差值植被指数又称农业植被指数，为二通道反射率之差，它对土壤背景变化敏感，能较好地识别植被和水体。该指数随生物量的增加而迅速增大。比值植被指数又称为绿度，为二通道反射率之比，能较好地反映植被覆盖度和生长状况的差异，特别适用于植被生长旺盛、具有高覆盖度的植被监测。归一化植被指数为两个通道反射率之差除以它们的和。在植被处于中、低覆盖度时，该指数随覆盖度的增加而迅速增大，当达到一定覆盖度后增长缓慢，所以适用于植被早、中期生长阶段的动态监测。蓝光、红光和近红外通道的组合可大大消除大气中气溶胶对植被指数的干扰，所组成的抗大气植被指数可大大提高植被长势监测和作物估产精度。



全球植被指数图

（撰写：肖乾广　审订：范天锡）

zhihui jiankong xitong

指挥监控系统　command, monitor and control system　又称指控系统。采用以计算机为核心的技术设备与指挥人员相结合，对导弹／火箭测试与发射实施指挥、监视和控制的人—机综合系统。指挥监控系统实质上是一个层次结构的分布式计算机信息处理网络系统，要求有较高的实时性、安全性和保密性。指挥监控系统将上层的命令和要求等信息传递给下层，而下层将需要监视的状态、进程、数据和图像等信息传递给上层。指挥监控系统的配置由于用途上的差异而有所不同。例如导弹的指挥监控系统由配置在基本指挥所的基本指挥系统、配置在机动指挥所的机动指挥系统和配置在发射营各单位的指控系统组成。火箭的指控系统由配置在发射场、以各分系统联网微机为底层、由总体综合测试网统一管理的计算机网络系统组成。由于指挥监控系统是人—机结合的综合系统，它实现了信息采集、传递和处理的自动化及决策方法的科学化，提高了指挥效能，使导弹／火箭测试与发射向自动化和快速反应方向又迈进了一大步。

（撰写：周　烈　审订：李邦复）

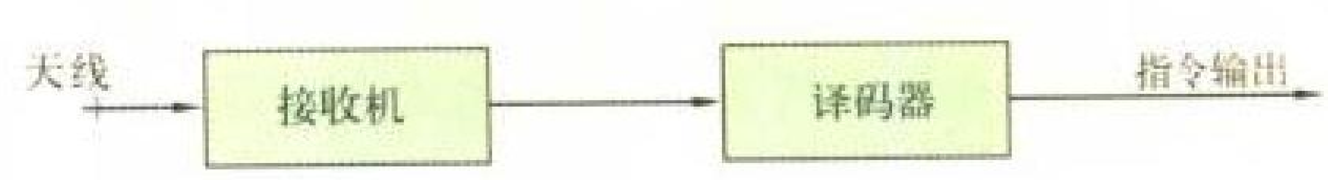
zhihui kongzhi xitong fangzhen

指挥控制系统仿真　command and control system simulation　在指挥控制系统的规划、初步设计、详细设计、集成、测试、运转和维护的整个生命周期中，通过建立和运用系统的软件功能模型和硬件模型，来研究设想的和真实的C^3I系统在特定条件和工作环境下的运动规律和特性的一种方法。指挥控制系统仿真用以揭示在复杂战术环境中，复杂系统及其组成部分的动态相互制约过程，或在特殊的战术设定下，根据系统有效性判据，对系统性能做出定性或定量的评估。仿真在指挥控制系统中的应用主要包括C^3I系统可行性分析、战术技术参数的灵敏度分析、系统方案的比较分析及不同分系统相互对照的折衷研究。进行C^3I系统仿真的最重要环节是系统建模，常用的建模方法有面向过程的建模、面向事件的建模和面向目标的建模。常见的C^3I系统的模型主要分为两类，一类是系统模型，另一类是系统功能模型。系统模型用于评估复杂C^3I系统的结构及各种界面设计，系统功能模型用于研究系统的动态行为。常用的C^3I系统仿真方法有数学仿真和仿真试验系统。根据仿真的目的、系统的规模和功能的层次以及仿真结果的精度要求，C^3I系统的仿真可以在不同的层次上进行，即建立不同精度和详细程度的系统模型。

（撰写：陈瑞源　审订：徐品高）

zhiling jieshouji

指令接收机　command receiver　导弹指令制导系统中接收含有控制指令或修正指令信号的载波，并解调出指令信号的一种无线电接收装置。它由天线、接收机和指令译码器组成，如图所示。对指令接收机的灵敏度要求，主要取决于制导系统的指令传输距离。通常要求指令接收机具有较强的抗饱和能力和抗干扰能力，因此均采用一次或二次变频的超外差接收方式。在近程指令制导系统中，亦可采用简单的检波放大式接收电路。当导弹指令制导系统采用自相关（或互相关）指令接收机时，可提高系统的抗干扰性。



指令接收机方框图

（撰写：吴佩伦　审订：郝祖全）

zhiling zhidao

指令制导　command guidance　通过通信线路传输制导站产生的指令，连续不断地控制导弹速度矢量，校正导弹的初始航向误差或目标机动引起的航向误差，把导弹导向目标的制导方式。根据制导站与导弹之间通信线路的特点，可分为有线

指令制导、无线电指令制导和通过导弹跟踪(TVM)指令制导等方式。有线指令制导的控制指令通过连接指挥站与导弹的导线传输,适用于攻击速度慢、机动性差的近距离目标,如坦克、装甲车辆等,是目前反坦克导弹用得最多的一种制导方式。其优点是抗干扰能力强;缺点是导弹飞行速度受到限制。无线电指令制导的控制指令利用无线电波传输。在这种制导方式中,常采用雷达—指令制导,即由目标跟踪雷达和导弹跟踪雷达分别对目标和导弹运动参数进行测量,并将这些参数传输给计算机,由计算机根据给定的导引规律给出控制指令,通过发送装置发送至导弹,引导导弹命中目标。这种制导方式的优点是作用距离远,弹上设备简单;缺点是导引精度随距离的增加而降低,且抗干扰性差。TVM指令制导是一种变态的半主动寻的指令制导,其特点是信号质量好,弹上设备简单;缺点是无线电通道较多,受干扰的可能性较大。

(撰写:戚科 审订:何立萍 王毓兰)

zhidao daohang yu kongzhi

制导、导航与控制 guidance, navigation and control 测量飞行器状态参数、控制飞行器姿态、导引飞行器进行轨道机动和控制发动机关机,使飞行器(或其有效载荷)与目标交会或进入目标区的过程。制导、导航和姿态控制是实现飞行器飞行性能的组合控制技术。

(1)飞行器导航系统:用于测量和确定飞行器在初始条件下和飞行中的状态参数。导航系统用飞行器内部或外部的测量装置测量飞行器运动参数,将测得的量直接或在处理成某一参考坐标系下的飞行器实时姿态角、速度和位置等状态量后提供给制导和姿态控制系统采用。导航系统由信息测量、传递和转换等环节组成,并含有能给出飞行器初始状态和飞行状态的实时状态量的整套硬件和软件。按获取导航状态量方式的不同,可分为无线电导航、惯性导航、天文导航、多普勒导航和组合导航等系统。组合导航综合利用两种或多种导航信息,能达到比任何单一导航系统更高的精度和信息冗余。

(2)飞行器制导系统:用于引导飞行器从某一位置飞向另一位置。制导系统利用导航状态量,按选定的制导律生成制导指令,对飞行器进行导引控制和推力控制,以改变航迹;当达到期望条件时关闭发动机,使飞行器与目标交会或进入目标区。制导系统由导航状态量处理、制导指令生成、发动机推力终止控制等环节的硬件和软件组成。根据利用导航状态量方式的不同,可分为惯性制导、无线电制导和组合制导等系统。

(3)飞行器姿态控制系统:进行飞行器绕质心运动状态的控制,保证稳定飞行,并按制导指令控制姿态机动。姿态控制系统由姿态稳定和姿态机动的硬件和软件组成。姿态控制信息来源于姿态测量装置、姿态敏感器所测得的姿态偏离原来状态的信息和制导系统的程序角控制指令与导引指令。这些信息经控制器综合生成姿态控制信号,操纵执行机构产生控制力,使飞行器姿态稳定在要求状态。对于弹道式飞行器,某些制导律可以不采用实时导航状态量,而将导航功能纳入制导系统,因而可以不设导航系统,形成飞行器制导与控制系统。

(撰写:徐延万 审订:崔鑫水)

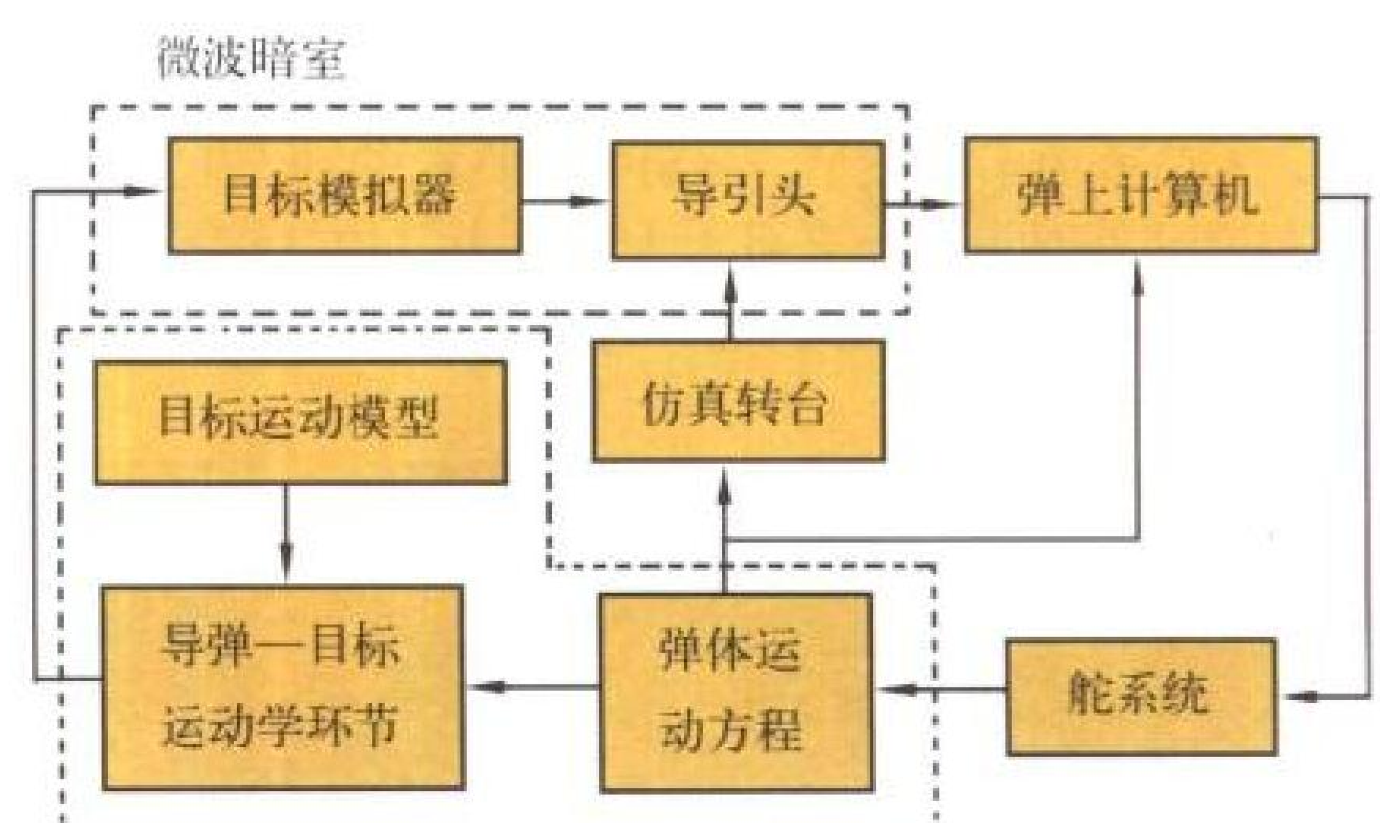
zhidao jisuanji

制导计算机 guidance computer 根据给定的导引规律及相应的指令和数据,实时计算出控制导弹运行轨道所需参数的计算机。不同类型的导弹或同一导弹的不同飞行阶段,它接受和处理的指令和数据的来源有所不同。例如,在一个全惯性制导的导弹中,制导计算机接受和处理的指令和数据是来自于惯性测量系统;在一个中远程高精度复合制导的地地导弹中,制导计算机接受和处理的指令和数据相继来自于惯性测量系统、地形相关系统和景物匹配系统等;而在一个地空导弹中,它接受和处理的指令和数据来自于地面制导站和末制导导引头等所测量的数据。目前,制导计算机正朝着微型化、低功耗、高速度、大存储容量的方向发展。

(撰写:张长安 审订:蔡世学)

zhidao kongzhi xitong fangzhen

制导控制系统仿真 guidance and control system simulation 仿真技术在制导控制系统上的应用过程。它是制导控制系统(以下简称系统)研制过程的重要试验验证手段,其主要作用有3个方面:(1)作为制导控制系统研制过程中系统设计、分析与验证的手段;(2)在实弹发射试验前检验系统设备的功能协调性以及对试验结果进行预估分析等;(3)在实弹发射试验完成后对试验结果进行分析。仿真系统的组成通常应包括导弹和目标模块、导弹—目标相对运动模块、敏感元件(陀螺、加速度表和导引头等)模块、执行机构(如舵系统)模块和弹上计算机模块等。制导控制系统的仿真方法分为数学仿真和半实物仿真两种。如果系统中的所有模块均由数学模型表示,这样的仿真系统称为数学仿真系统,如果仿真系统中部分模块由实物替代数学模型,则称为半实物仿真。数学仿真主要用于系统的理论分析,而半实物仿真主要用于系统设备工作协调性的检验。一个典型的寻的制导控制系统的半实物仿真系统示于图。图中目标运动模型、导弹—目标运动学环节和弹体运动方程3部分是数学模型,而导引头、弹上计算机和舵系统则是实物。该半实物仿真系统的主要用途是检验导引头、弹上计算机和舵系统之间工作的协调性。由于导引头模块是实物,因此还须加入仿真转台和目标模拟器才构成完整的半实物仿真系统。



寻的制导控制系统半实物仿真系统框图

(撰写:张奕群 审订:林维菘 黄荣度)

zhidao leida

制导雷达 guidance radar 提供控制和引导导弹飞向来袭的飞机、导弹等目标所需信息的雷达。制导雷达是导弹制导站的一个重要组成部分,由测定目标和导弹坐标的跟踪雷达、计算将导弹引向目标的控制指令和发射条件的计算装置及将制导指令发送给导弹的指令发送设备3个部分组成。为了引导导弹命中目标,制导雷达首先测定目标和导弹的位置和运动参数,跟踪目标和导弹的运动,然后计算出把导弹引向目

标的控制指令，由指令发射机将这些控制指令信号发送给导弹，控制导弹飞向目标。制导雷达广泛应用在近程防空导弹和复合制导的中远程防空导弹武器系统中。

（撰写：张文志等　审订：高雁翎　王毓兰）

zhidao leida de xinhao chuli

制导雷达的信号处理　guidance radar signal processing

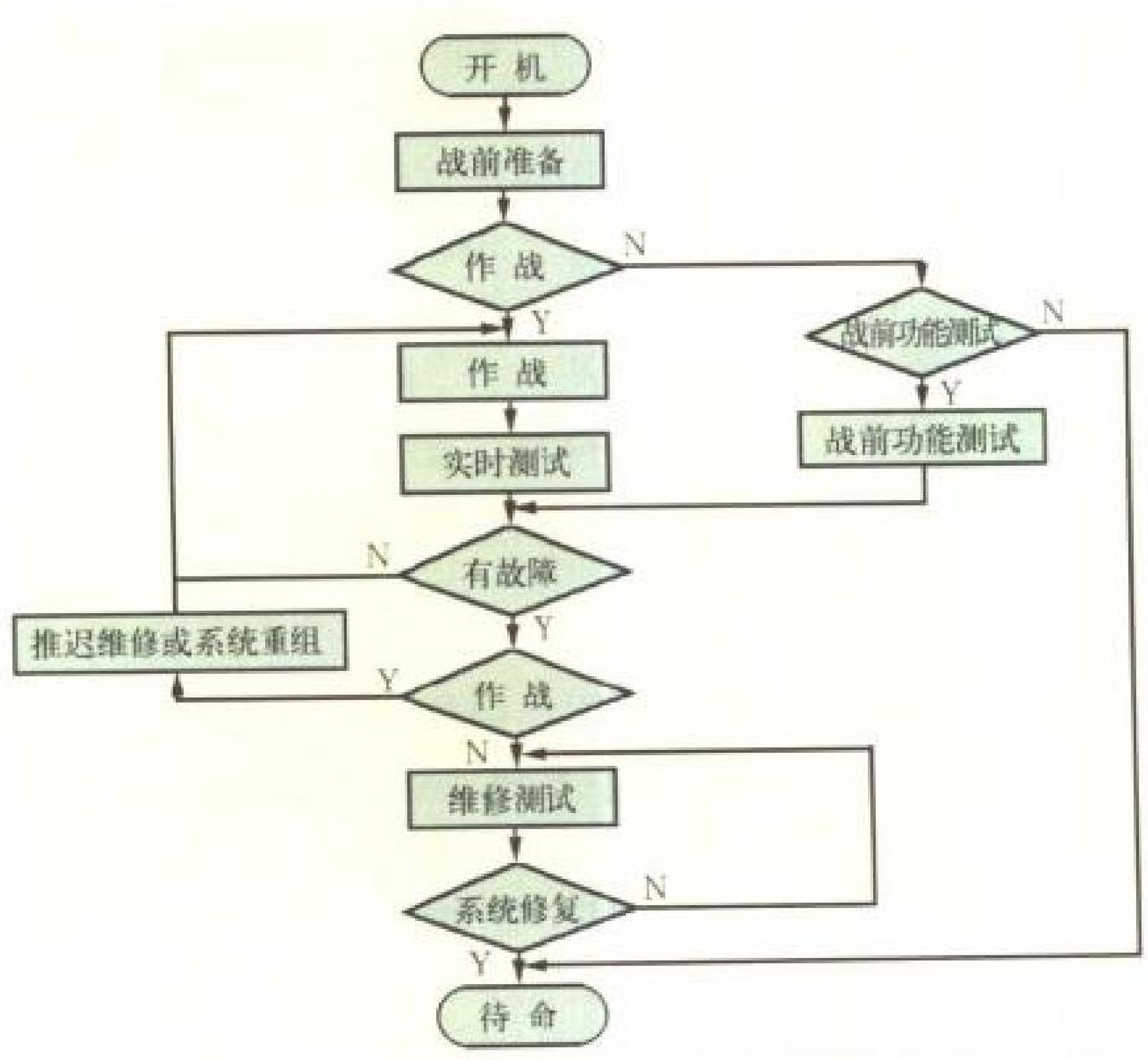
对制导雷达接收的目标回波及导弹应答回波进行的处理。制导雷达对目标回波的信号处理与一般雷达近似，包括数字波束形成、脉冲压缩（简称脉压）、动目标显示、动目标检测、杂波图检测、恒虚警处理和信号积累等，但制导雷达还要对导弹应答回波做相应处理。制导雷达信号处理的主要任务就是在各种干扰的背景下检测目标，并精确测量目标的坐标和运动参数。完成上述任务的核心是提高输出信号的信杂比，其途径就是对回波信号进行空域和时域滤波。空域滤波的主要技术为数字波束形成。数字波束形成是将阵列天线的每一阵元信号的幅度和相位数字化，通过数字加权的方法，形成特定的天线方向图，以保证对有用信号的接收和对特定方向干扰的抑制。时域上信号处理首先为脉压。脉压有模拟脉压和数字脉压之分。为了获得远的作用距离和高的距离分辨力，制导雷达常采用线性调频或相位编码的发射信号。对上述信号的匹配接收即为脉压。脉压信号在输出峰值点上可使信杂比大幅度提高。为了抑制杂波，制导雷达常采用动目标显示（MTI）滤波器、动目标检测（MTD）滤波器和对目标多普勒频率单根谱线匹配的滤波器。MTI滤波器仅仅实现对固定杂波的抑制，其对运动杂波的抑制能力较差；MTD滤波器的改善因子较高，其对单根谱线的匹配滤波，其改善因子最高，可达50 dB以上。为了检测出径向速度为零的目标，采用杂波图检测技术。它利用杂波和杂波加信号之间的幅度不同来检测目标。恒虚警处理是按噪声的统计特性对噪声进行处理并确定检测门限，使系统在一定的检测概率条件下，保持虚警恒定。制导雷达的信号处理是一个十分活跃的领域，目前正朝着空时联合处理和自适应等方向发展。

（撰写：穆贺强　审订：陆林根）

zhidao leida jiance xitong

制导雷达监测系统　monitoring system for guidance radar

又称制导雷达机内测试系统。在制导雷达工作过程中，对其



作战过程与实时测试、战前功能测试和维修测试的关系图

工作状态（正常、故障或性能下降）进行测量、分析、记录和输出的系统。通过对制导雷达的监测，能够及时、准确地确定其状态，并使其内部故障隔离到可更换单元。在应急情况下，可采用重组（重构）方式，使制导雷达恢复到一定的状态。监测系统是制导雷达的重要组成部分，能保证制导雷达达到规定的维修性和测试性要求。监测系统的硬件采用集中－分布式结构，软件有实时测试软件、战前功能测试软件和维修测试软件。这3种软件在制导雷达工作中的作用如图所示。

（撰写：周鸣岐　审订：王　劢）

zhidao leida jiegou zongti sheji

制导雷达结构总体设计　guidance radar structure overall design　制导雷达总体设计中的结构设计部分。其主要任务是进行雷达结构总体可行性论证；完成结构总体计算机模装设计和必要的仿真分析计算；下达各分机结构设计任务书；协调各分机间的结构参数；完成雷达总图及直属组件技术设计；参加总装并完成结构参数调试以及完成结构总体技术文件的编制等。制导雷达按结构特征可分为固定式和机动式两类。固定式是指雷达设备架设在固定的建筑设施内。机动式是指雷达设备一般安装在运载车辆、舰船或飞机上。这两类制导雷达结构总体设计均应满足雷达的战术技术指标要求，保证结构的先进性、布局的合理性、技术的协调性、运输的适应性、结构的可靠性以及良好的操作、维护和安全性。对于固定式雷达还应着重考虑硬件的合理划分，保证结构的可运输性及良好的架设安装工艺性。对机动式雷达还应着重考虑设备的尺寸、质量、展开与撤收的快速性及环境（含气候环境、力学环境和电磁环境）的适应性。

（撰写：徐丽生　审订：李盛松）

zhidao leida kangganrao jishu

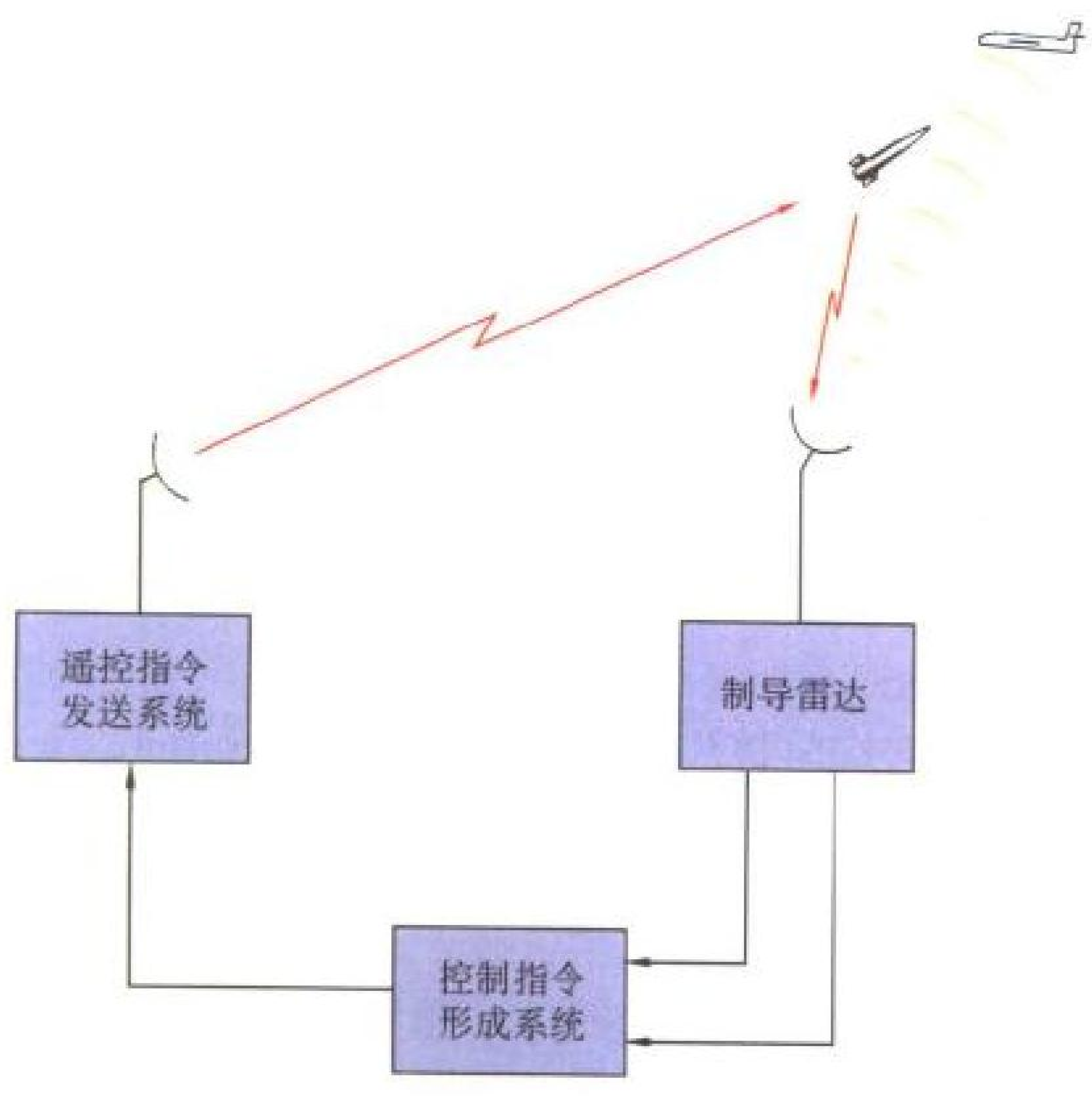
制导雷达抗干扰技术　antijamming technology of guidance radar

为保证制导雷达在干扰条件下完成相应功能所采用的技术。制导雷达要完成的功能包括目标的搜索、目标的跟踪、拦截导弹的搜索和跟踪、指令发射以及目标照射等。这些任务往往由搜索雷达和跟踪雷达来分别完成，而搜索雷达和跟踪雷达都面临着越来越大的干扰威胁。在设计制导雷达时，应考虑采用适当的抗干扰技术。这些技术包括：(1) 抗干扰雷达体制，如脉冲多普勒雷达、相控阵雷达、高分辨雷达、频率捷变雷达和频率分集雷达等；(2) 低截获概率技术，如采用低副瓣天线、低截获概率信号及发射功率控制等；(3) 抗干扰波形的使用，如脉压、扩谱、脉冲多普勒波形、波形捷变、频率捷变及重复频率捷变；(4) 天线抗干扰技术，如低副瓣天线、旁瓣对消及旁瓣消隐；(5) 信号处理抗干扰技术，如信号积累、匹配滤波、恒虚警检测、动目标显示、动目标检测及动目标跟踪等；(6) 发射机抗干扰技术，如多波形发射、频率捷变及功率管理；(7) 接收机抗干扰技术，如抗饱和设计、时间灵敏度控制及对数放大器；(8) 指令传输技术，如扩谱通信。

（撰写：黄玉海　审订：陆林根）

zhidao leida kongzhi zhiling xingcheng xitong

制导雷达控制指令形成系统　guidance radar control command forming system　在雷达指令制导的防空导弹武器系统中，根据目标和导弹坐标数据，并按所设定的导引规律形成导弹控制指令的系统。指令形成系统是一种实时电解算设备，分为模拟式和数字式两种，如某防空导弹用的就是模拟式的。由于



制导雷达控制指令形成系统

数字电路的发展，新型导弹均采用数字式的。它既可以是专用的，也可以由武器系统地面制导站中心处理机兼顾完成其功能。（撰写：林玉琛　审订：张志鸿）

zhidao leida sifu xitong

制导雷达伺服系统 guidance radar servomechanism　驱动天线座的方位轴和俯仰轴，使天线波束调转到指定位置并自动跟踪目标的系统。制导雷达伺服系统是一个用输出量(波束指向)作为反馈构成的闭环控制系统。系统的品质主要用跟踪精度和回路带宽(伺服带宽)来衡量。目标角坐标与波束指向之间的误差被输入到校正装置。校正装置用来保证系统的稳定，并使系统具有符合要求的动态品质。校正装置是根据控制理论综合设计的，有模拟和数字两种形式，目前后者已得到广泛应用。机电伺服系统的功率放大器有电机放大机、可控硅放大器、晶体管放大器等，执行装置是伺服电机。液压伺服系统的功率放大器是电液伺服阀。它将小功率的电信号转换为阀的运动，控制液压动力机构中液体的流量和压强，因此它既是电液转换装置也是功率放大装置。液压伺服系统的执行装置一般是液压缸或液压马达。执行装置驱动天线座的方位轴和仰角轴，完成天线波束对目标的跟踪。随着计算机技术突飞猛进的发展，目前制导雷达伺服系统一般都由计算机控制。计算机使各种控制规律和滤波技术得以实现，大大提高了制导雷达伺服系统的快速性和跟踪精度。（撰写：洪大光　审订：王励）

zhidao leida xianshiqi

制导雷达显示器 guidance radar display　用于实时显示制导雷达跟踪制导信息的显示器。制导雷达显示器是制导雷达系统的信息显示终端，用以为指挥员选择攻击目标提供必要的信息。显示器中显示的主要信息有被跟踪目标的方位角、俯仰角、距离、速度、点迹、航迹、类型和威胁程度等。根据不同的需要，导弹的相应信息、制导雷达的工作参数、各分系统的运行状态、故障监测的结果和人机对话的内容等信息有时也需要显示。制导雷达显示器的主要显示形式有随机扫描显示和光栅扫描显示两种。早期的显示器以采用随机扫描显示方式为主。随着计算机及相关技术的迅猛发展，目前光栅扫描显示器已基本替代了随机扫描显示器。光栅扫描显示器由信息处理电路、显示驱动电路和显示器构成。信息处理电路由专用或通用处理器及外围电路构成。它接收其他系统送来的跟踪数据，在进行适当的整理及变换后生成显示信息，并送到显示驱动电路。显示驱动电路由图形处理器、显示缓存区和视频数模转换电路构成。它完成具体图形和字符的形成及显示缓存区的调度，管理模数转换的时钟和同步信号，并将数字视频转换为模拟视频。光栅显示器的分辨率较高，环境适应性和电磁兼容性较好。（撰写：赤县　审订：栗阳）

zhidao leida xinhao moni xitong

制导雷达信号模拟系统 guidance radar signal simulation system　能给雷达提供接近实际环境的输入信号，以进行雷达调试、评价雷达性能和训练操作人员的系统。在许多情况下，采用雷达信号模拟系统可以减少现场试验，降低研制成本，加快研制速度。对于工作在偏远地区或恶劣环境的雷达，模拟方法更显重要。模拟系统具有很强的灵活性，可以随意改变目标的数量和参数等，这在现场试验中是难以做到的。在电磁环境中雷达信号不可避免地包含除目标以外的其他散射体的回波信号，如地面、植物、山丘、人工建筑物或者风、云、雨、雪等气象的回波信号。这些散射体的回波信号形成了影响雷达性能的主要因素，即杂波。另外，送入雷达信号处理器的信号中还包含接收机的各种噪声。因此，目标回波、杂波和噪声构成了雷达信号的3个来源，雷达信号模拟的主要任务就是逼真地形成这3类信号。信号模拟系统按工作频段可分为视频模拟、中频模拟和射频模拟。射频模拟是指将仿真信号从雷达天线或高频接收机输入端馈入雷达系统。中频模拟是指将仿真信号从雷达中频接收机输入端馈入雷达系统。视频模拟的仿真信号可以从A/D采样器输入端或从A/D采样器输出端(即信号处理系统的输入端)馈入雷达系统，后者又称为数字模拟。制导雷达信号模拟系统还能给雷达提供已发射导弹的应答信号，也可以由射频、中频或视频输入到雷达系统。为进行目标跟踪和导弹制导的模拟，目标回波和导弹应答信号含有目标和导弹的航迹信息。（撰写：李强　审订：王瑞书）

zhidao leida yaokong zhiling fasong xitong

制导雷达遥控指令发送系统 guidance radar telecommand transmitting system　在雷达制导的防空导弹武器系统中，由地面向导弹传送遥控指令的无线电设备。它接收控制指令形成系统的导弹飞行控制指令和其他控制导弹工作状态的一次指令，并在进行编码、信道划分和调制后，经发射机形成高频微波信号，再通过遥控发射天线传送给飞行中的导弹。遥控发射系统所发送的高频微波信号，其时间参数、编码参数、波形参数和功率参数必须严格满足制导系统的总体要求。（撰写：林玉琛　审订：张志鸿）

zhidaolü

制导律 guidance law　又称导引规律或导引方法。为最终命中目标，导弹在飞行过程中其质心运动应满足的一定的约束条件。经典的制导律按对质心运动约束的不同可分为两类。一类是对质心位置的约束，比如三点法。三点法要求导弹位于制导站和目标的连线上。另一类是对导弹运动速度矢量的约束，比如追踪法和比例导引法等。追踪法要求导弹的速度矢量一直对准目标，而比例导引法则要求导弹速度矢量

的旋转角速度与视线的转动速率成比例。在制导系统中采用什么制导律要受到制导体制的制约。比如，在遥控制导体制下，一般采用位置导引，而在寻的制导体制下，一般采用速度导引，如比例导引等。同时，某些作战环境，如超低空飞行、大气层外拦截等也对制导律提出特殊的要求。制导律的任务就是在这些限制下将导弹以尽可能高的精度导向目标。随着技术的进步，目标速度和机动性能在不断提高，因而对制导精度的要求也在提高。经典的制导律不能满足这些要求，因此出现了许多新的制导律。这些新的制导律可以分为两类。一是对经典制导律的改进。这些改进后的经典制导律采用了更多的目标信息，包括相对距离、相对速度、拦截时间及目标机动等，使得改进后的制导律在性能上有了很大提高。另一类是直接使用现代控制理论得到的制导律，如最优制导律、微分对策制导律和非线性制导律等。这些制导律使得导弹的制导精度有了很大提高。例如，新一代防空导弹的脱靶量已由过去的几十米改善到小于 1 m。

（撰写：张奕群　审订：彭冠一）

zhidao ruanjian

制导软件　guidance software　又称制导飞行软件。用于制导系统信息处理和给出控制指令的软件。制导软件是一种嵌入式软件，具有实时性强的特点，多采用混合编程。它的主要功能有：制导系统的数据采集；导航方程计算；沿预定弹道实现程序转弯；根据导引方程给出横法向导引信号；根据关机方程给出关机指令。若制导系统采用了冗余技术，制导软件还应完成制导系统的冗余管理功能。为了确保制导系统的计算精度和关机精度，计算周期一般分为长周期和短周期两种。长周期用于从导弹／火箭起飞到发动机临近关机前的计算，旨在确保制导计算精度；短周期用于发动机临近关机到关机的计算，旨在确保发动机关机精度。

（撰写：李伶　审订：崔鑫水）

zhidao xitong fangfa wucha

制导系统方法误差　error due to guidance method　由制导原理不完善或简化所引起的制导误差。随着计算机技术的飞速发展和制导方法的不断完善，制导系统方法误差在总误差中所占的比例越来越小。对运载火箭或弹道导弹来说，应用的制导方案不同，引起制导系统方法误差的原因也不一样。对通常采用的摄动制导方案来说，引起制导系统方法误差的原因是作用于导弹上的干扰力及干扰力矩（如发动机推力偏差、起飞质量偏差、导弹质心横移、风干扰等）使导航计算弹道偏离标准弹道而引起落点偏差。对于不同类型的导弹，由于制导方式的不同，引起制导系统方法误差的原因也不一样。

（撰写：韩金堆　审订：王京武）

zhidao xitong gongju wucha

制导系统工具误差　error due to guidance instruments　由于制导设备不准确而引起的制导系统误差。制导设备通常指惯性制导平台、捷联惯性组合、雷达导引头和飞行控制计算机等。对于纯惯性制导系统来说，制导系统工具误差通常包括由陀螺漂移、加速度计零位误差、加速度刻度因数误差、加速度计非线性误差、平台伺服回路动静态误差、初始对准误差、陀螺及加速度计的安装误差等引起的制导系统误差。飞行控制计算机的误差主要是字长和计算时延等。在导弹飞行中，制导系统工具误差会使实际飞行弹道偏离导航计算弹道，从而引起落点偏差。

（撰写：韩金堆　审订：王京武）

zhidaozhan zuobiao genzong xitong

制导站坐标跟踪系统　coordinates tracking system of guiding station　连续地测量代表目标和导弹的距离坐标、高低角坐标和方位角坐标（或两个方向余弦数）的信息，并给出它们最好的估计值的多变量多回路自动闭环控制系统。该系统一般由 3 大部分组成，即由微波天线和信号接收设备组成的用于提取坐标信息的敏感装置；对这些信息进行加工处理的运算装置；推动天线波束在空间运动和测量距离的执行装置。这种系统可分为机电式和电子式两大类。

（撰写：蔡庆宇　审订：吴春辉）

zhidao zhiling chuanshu xitong kangganrao jishu

制导指令传输系统抗干扰技术　guidance command transmission antijamming technology　泛指在导弹制导指令无线传输系统中为对抗有意或非有意干扰而采取的旨在确保制导指令正确传输的一系列抗干扰措施。有意干扰分为通过对无线电编码进行侦察而确定出有针对性的干扰信号，在短时间内有效破坏指令编码传输的小功率欺骗性编码干扰和大功率压制性干扰两大类，而非有意干扰是指在传输信道中客观存在的无意干扰（或称自然干扰）。这类非有意干扰包括因信道在传输信号过程中附加的加性噪声和干扰，因电波的多路径传输、火焰衰减引起信号衰减的乘性干扰以及因信道传输不理想而产生的信号失真等。对于非有意干扰，当今的制导指令传输系统一般都能很好地解决，因此制导指令传输系统抗干扰技术的研究重点是抗敌方的有意干扰。针对不同的制导指令传输体制可采取不同的抗干扰措施。目前在时分制的脉冲编码指令传输系统中采用的抗干扰措施有抗同期和准同期脉冲干扰、抗分程同步欺骗编码干扰、抗指令欺骗编码干扰、抗连续噪声干扰、抗大功率脉冲阻塞干扰、抗杂乱脉冲干扰和抗突发束脉冲干扰；而在频分制的指令传输系统中目前均采用更为先进的伪随机编码扩频抗干扰措施。

（撰写：李玉清　阮文杰　审订：吴欣）

zhidong guozai

制动过载　braking overload　用外力减小飞行体速度时，作用于该飞行体上的过载（参见过载）。通常这是针对两相向运动的飞行体（包括航天器和自然天体），在实现对接（抓取或着陆）等目的时，为避免相互间产生激烈冲撞而减小相对运动速度的一种方法。人造卫星的变轨也经常采用这种方法。外力一般用液体或固体火箭发动机（甚至单纯用喷气）的推力，在大气层内还可利用相对气流运动产生的气动力。运载火箭级间分离和星／箭分离时，被抛掉的飞行体也采用了这种方式，以避免分离后再撞到卫星或上面级。

（撰写：朱礼文　审订：周锦扬）

zhiqi shebei

制气设备　gas producing facility　制取所需气体的设备。按照常用气体的品种分为制氮设备、制氧设备和制氦设备等。我国导弹／火箭系统中大量使用化学性质不活泼的氮气作为保护气体。目前地面供气系统多采用空气低温液化分离法制取氮气。该设备主要由空气压缩机、节流阀（或膨胀机）和分馏塔等组成。其他制取氮气的方法还有薄膜渗透法和吸附法等，但都用得较少。氧在航天中也用得较多，其制造方法和

设备与制氦方法和设备类似。采用氢氧发动机的火箭唯一适用的惰性气体是高纯度氦气，但其制取困难。目前国内外的制氦设备主要采用冷凝法，从天然气中制取氦气。另外也有通过空气分离等方法制取氦气的，但这些方法较少采用。

（撰写：陈儒志　审订：包元吉）

zhiliang wenti guiling

质量问题归零　clearance of quality problem　由于技术和管理原因造成的产品质量问题的查找、分析、复现、排除和改正工作，包括质量问题的技术问题归零和质量问题的管理问题归零。质量问题的技术问题归零必须按“定位准确、机理清楚、问题复现、措施有效、举一反三”5条标准逐项落实，并形成文件。质量问题的技术问题归零工作程序必须按质量问题的确认、复现试验、制定纠正措施、验证试验、落实措施、举一反三和编写技术问题归零报告等步骤进行。质量问题的管理问题归零必须按“过程清楚、责任明确、措施落实、严肃处理、完善规章”5条标准逐项落实，并形成文件。质量问题的管理问题归零工作程序是向行政正职报告、召开管理问题归零分析会和编写管理问题归零报告。



技术人员在精心检查运载火箭

（撰写：杨俊杰　审订：朱维增）

zhixin hengyi

质心横移　lateral shift of mass center　导弹/火箭在飞行过程中，由于燃料及耗损性物质的消耗或位移使导弹质心位置发生的横向变化。一般导弹/火箭随着推进剂逐渐消耗出现质心沿纵轴方向变化，会使导弹/火箭飞行的稳定度产生变化，质心的横向变化较小，可以不考虑。但是，对于大型液体火箭发动机(这种发动机会由于推进剂的晃动产生质心横移变化)以及采用液体推进剂的小型精确制导拦截器，就必须考虑质心横移的影响。前者要考虑质心横移所产生的晃动载荷以及对控制回路稳定性的影响；而后者则要考虑控制与操纵力矩影响制导精度和脱靶量。因此，应该通过地面仿真来精确确定这两类飞行体的质心横移变化量。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

zhizihao xilie yunzai huojian

“质子号”系列运载火箭　Proton series launch vehicle　前苏联/俄罗斯的系列运载火箭。该系列分为二级型、三级型和四级型3种型号，在哈萨克斯坦境内的拜科努尔航天发射场发射。二级型“质子号”于1965年7月至1966年7月发射4次，此后停用。其第一级装有6台RD-253单燃烧室高压补燃发动机(单台地面推力1474 kN)，捆绑在中央大型氧化剂贮箱周围。第二级采用4台并联安装的RD-0210发动机。低地轨道运载能力为12.2 t。三级型“质子号”于1968年11月16日首次发射，至今仍在使用。它在二级型的基础上增加了第三级，低地轨道运载能力提高到了20 t。它是世界上第一种发射空间站用的运载火箭，曾用于发射“礼炮”1～7号空间站、“和平号”空间站各舱段和其他大型低地轨道有效载荷。1998年11月20日，它发射了国际空间站的第一个舱段。四级型“质子号”于1967年3月10日首次发射，用于发射地球静止轨道卫星、空间探测器以及大型侦察卫星和导航卫星。它在三级型的基础上加装了液氧/煤油第四级，地球同步转移轨道运载能力为4.35 t，地球静止轨道运载能力为1.88 t。配备“和风”M上面级的新型“质子”M火箭的地球同步转移轨道运载能力提高到了5.5 t，地球静止轨道能力达2.92 t。截至2000年底，“质子号”系列运载火箭共发射282次，失败34次，成功率87.9%。



“质子号”运载火箭

（撰写：孙广勃　审订：李双庆）

zhinenghua fangzhen ruanjian

智能化仿真软件　intelligent simulation software　通过将人工智能技术应用到仿真领域，使仿真软件具有认知能力的软件。这些能力包括知识获取、学习、推理、传播、问题解释、定性分析、自适应、自身监控和改进等。智能化仿真软件可以解决或部分解决用户不具备专门的仿真领域知识或某种特定应用领域知识的问题。典型的智能化仿真软件有建模专家系统、仿真专家系统、输出结果分析专家系统、具有智能接口的仿真软件和智能化的建模与仿真环境。这些软件能够辅助用户进行建模和验模，选择仿真参数和仿真算法，对仿真结果进行分析和解释，改善仿真软件人机接口，引入机器学习能力和面向目标的知识处理能力。

（撰写：胡骏　审订：李伯虎）

zhineng luanshi

智能卵石　Brilliant Pebbles (BP)　一种把目标探测、跟踪、寻的、拦截等各种功能集于一体的、智能化的大气层外动能拦截器。它是由美国利弗莫尔国家实验室在1985年提出的。其指导思想是尽可能减少外部接口，让拦截器自身具有更多的自主功能，根据命令自主地探测、跟踪和拦截目标，而不需要任何外部提供的跟踪数据或其他帮助。它包括探测系统、惯性测量装置、计算机系统、推进系统和通信系统等。美国曾研制过长约1.22 m、直径10～12 cm的样机。它采用中波红外或长波红外探测器捕获目标。从概念上讲，“智能卵石”的

抗干扰性能强，雷达散射截面小，便于利用诱饵作掩护，部署分散，外部套有防核装置，可以机动躲避对它的跟踪与拦截，因而生存能力强。它兼有攻防双重作用，可以用来打击机动部署的战略进攻导弹、反卫星和收集情报，拟作为美国“星球大战”计划天基系统的一部分。目前其研制工作已经停止。

（撰写：李 辉 审订：王子滨）

zhongcheng didi daodan

中程地地导弹 medium range ground-to-ground missile

从陆地发射、攻击敌方陆地目标、射程能达到敌战略（或战役）纵深中等距离的导弹。按飞行轨道分为中程地地弹道导弹（见图）和中程地地巡航导弹两种。按作战任务的性质又可分为战略和战术两类，前者用于攻击敌战略纵深中等距离的重要战略目标，后者用于攻击敌战役纵深中等距离的重要战术目标。上述各类导弹对“中程”所指射程的定义各不相同。在美苏《中导条约》中，将射程500～1000 km的导弹定义为中短程导弹；将射程1000～5500 km的导弹定义为中程导弹。中程地地战略弹道导弹（参见*地地战略导弹*）通常都携带核弹头，而中程地地战术弹道导弹以携带常规装药弹头为多，少数装备核弹头。中程地地巡航导弹通常多带常规装药弹头，属于战术导弹。

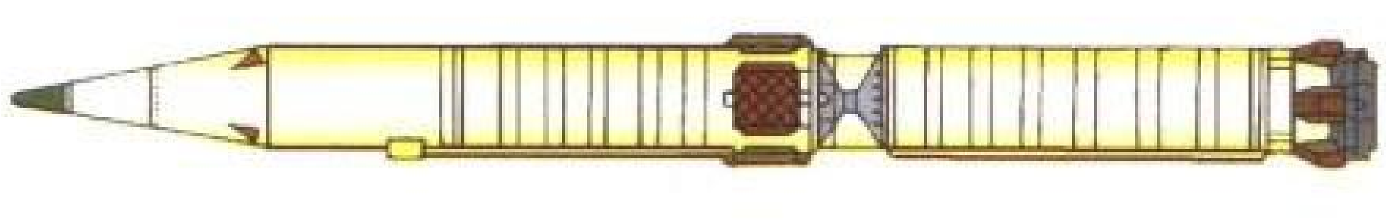


图1 SS-12导弹示意图

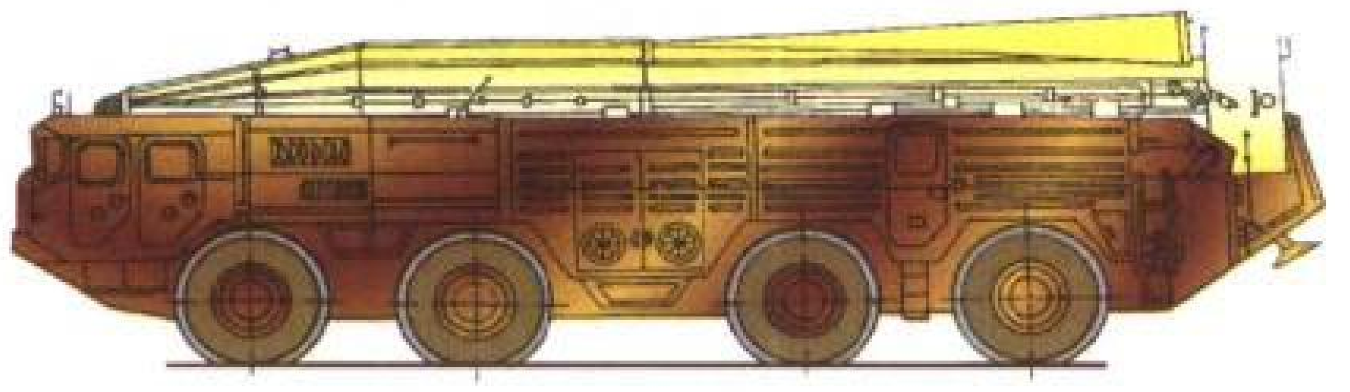


图2 SS-12导弹的运输起竖发射车示意图

（撰写：魏其勇 审订：刘宝镛）

zhongdikong fangkong daodan

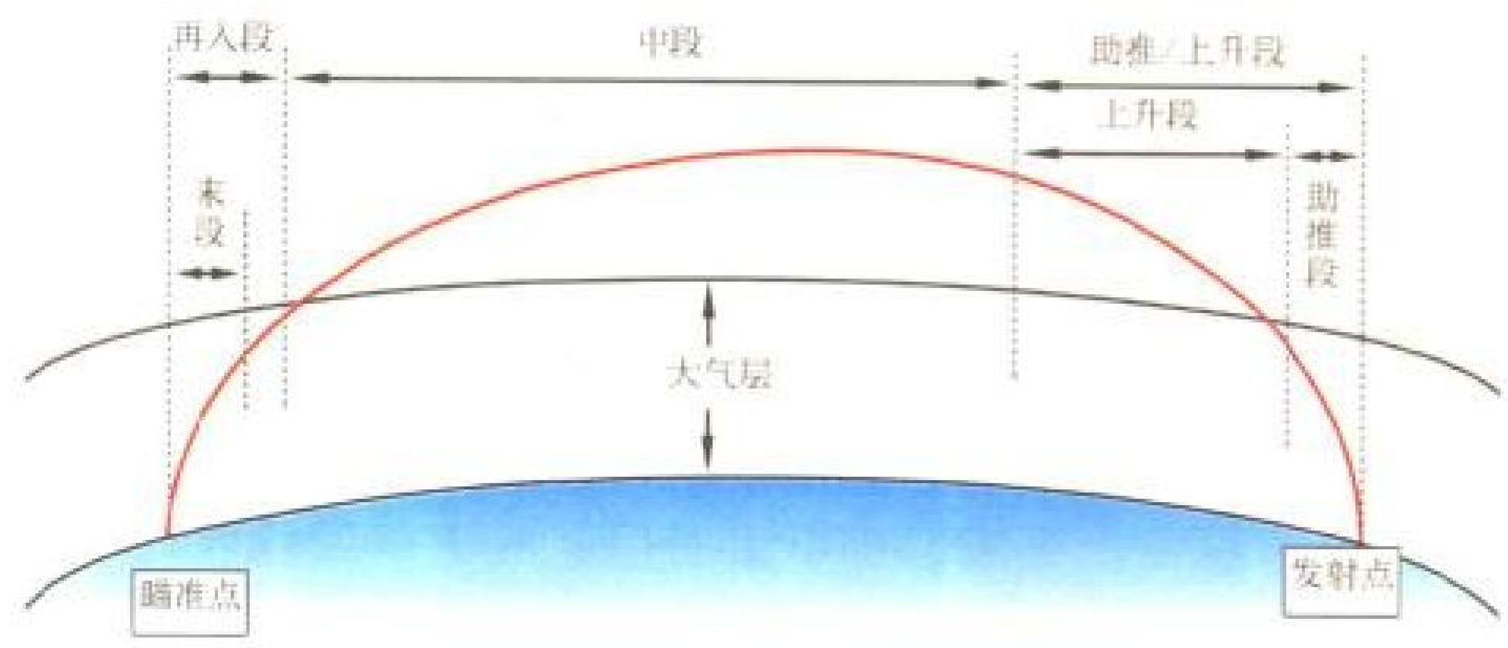
中低空防空导弹 medium and low altitude air defense missile

用于拦截中低空目标的防空导弹。一般指作战高度在150 m～15 km的防空导弹（参见*防空导弹*）。中低空防空导弹与目标搜索雷达、目标跟踪照射雷达和导弹发射控制设备等一起完成防空作战任务。中低空防空导弹多采用雷达半主动寻的制导体制和多联装倾斜发射方式。中低空防空导弹武器系统的发展方向主要是采用相控阵雷达以提高对付多目标能力，提高系统抗干扰能力，增加光电跟踪系统，增强系统机动能力等。

（撰写：林玉琛 审订：张志鸿）

zhongduan lanjie

中段拦截 mid-course interception 在弹道导弹助推段结束之后和再入大气层之前对其实施的拦截。弹道式导弹的弹道一般可分为助推段／上升段、中段和再入段3部分。助推段／上升段为导弹助推器尚处于工作状态或刚结束工作但导弹尚处于高度爬升阶段的弹道。中段是指爬升基本结束至导弹再入大气层前的弹道。而再入段是指再入大气层，包括再入大气层内高空的弹道。末段是再入段的一部分，通常是指再入稠密大气层的一段。相应地，拦截系统按其拦截点在弹道导



弹道导弹的弹道分段示意图

弹弹道上的位置亦可分为助推段／上升段拦截、中段拦截和再入段（或末段）拦截系统。中段拦截的优点是拦截点在大气层外，故在拦截核弹头时如引起空中爆炸，对地面影响较小。但在中段拦截时弹道导弹的头体可能已分离，而且可能有数量极多的复杂诱饵等假弹头，其中轻诱饵未经大气过滤，从很多个真假弹头中识别真弹头是一个技术难题。美国的“国家导弹防御”（NMD）系统的地基拦截弹就是用大气层外杀伤器（EKV）对高速弹头实施中段拦截。EKV采用多波段红外导引头进行目标捕获、跟踪和识别，并实施直接碰撞动能杀伤。中段拦截要求拦截系统具有较大的拦截距离，并能保卫很大的区域，如NMD系统要求保卫美国50个州的国土，EKV的射程达1500 km以上，拦截弹的速度大于7 km/s。另外，中段拦截要求必须配有天基卫星和地基雷达探测系统，在拦截器发射后向导引头给出目标远距离的精确指示，使导引头在空中捕获目标，因此系统必须配置庞大的预警系统、空间目标和导弹跟踪系统以及作战管理／指挥、控制、通信与情报系统，耗资巨大。

（撰写：张志鸿 审订：林玉琛）

zhonggaokong yuancheng fangkong daodan

中高空远程防空导弹 medium and high altitude long range air defense missile 用于完成中高空远程防空作战任务的防空导弹。一般指作战高度在15 km以上，作战距离大于100 km的防空导弹（参见*防空导弹*）。中高空远程防空导弹与搜索雷达、指挥控制系统、多通道制导雷达和导弹发控设备等构成中高空远程防空导弹武器系统。它有如下特点：可拦截各种飞机类目标、巡航导弹和战术弹道导弹；通常为了对付不同类目标备有不同类型的导弹；导弹采用复合制导、初段采用惯性或程序制导，中段采用指令修正，末段采用通过导弹跟踪（TVM）或雷达主动或半主动寻的制导；有很强的对付多目标能力和抗干扰能力。俄罗斯的S-300 PMU2和美国的“爱国者”是典型的中高空远程防空导弹武器系统。

（撰写：林玉琛 审订：张志鸿）

Zhongguo hangtian xinghao chanpin yanzhi chengxu

中国航天型号产品研制程序 developing procedure of Chinese aerospace product 中国航天型号产品研制过程中应遵循的规律。航天型号产品研制是典型的系统工程，技术复杂，协作面广，研制周期长，质量可靠性要求高，必须按照系统工程的特点和规律实施科学管理。中国航天型号产品（主要指运载火箭和卫星）研制程序一般分为5个阶段：论证阶段、方案阶段、初样研制阶段、正样（试样）研制阶段和使用改进（定型）阶段。论证阶段主要进行战术技术指标和使用要求的论证，形成《研制总要求》；方案阶段主要是根据《研制总要求》进行方案论证和方案设计；初样研制阶段主要进行初样产品设计、试制、地面模拟试验和大系统间的接口对

接试验及合练等工作；正样（试样）研制阶段主要进行正样（试样）产品设计、生产、地面试验和飞行试验工作；使用改进（定型）阶段主要是通过应用，进一步改善型号性能，提高可靠性，扩大使用范围，提高经济效益。导弹型号的研制程序稍有不同，一般分为论证阶段，方案阶段，初样、正样（试样）研制阶段（统称为工程研制阶段），定型（设计定型和生产定型）阶段，不单提使用改进阶段。对于改型或改进的型号，某些阶段可以适当合并。实践证明，型号研制只要按程序办事，工作进展就顺利；反之，如研制程序紊乱，试验不充分，就会造成损失，延误研制周期。

（撰写：汪国林　审订：曾庆来）

zhonghe chuixiche

中和吹洗车　blow washing vehicle　又称气洗车。用热空气和喷气燃料（航空煤油）等介质对导弹贮箱和管路中残存的推进剂进行清洗的专用车辆。中和吹洗车属于导弹维护保养设备之一，主要用于对已经放泄完硝酸－20系列氧化剂的导弹氧化剂系统进行吹洗烘干及对已放泄完混胺－02或偏二甲肼等燃料的导弹燃料系统进行吹洗。对导弹氧化剂系统的清洗是利用氧化剂本身受热易挥发的特点，向导弹氧化剂系统输入一定流量的热空气，对其贮箱和管道进行加温，使氧化剂加速挥发，并使挥发出来的硝酸蒸气随热空气排出到弹体之外。硝酸加温后分解公式如下

$$2HNO_3 \xrightarrow[\text{热分解}]{>+50^\circ C} 2NO_2\uparrow + H_2O + \frac{1}{2}O_2\uparrow$$

导弹在经过5～6 h的加热吹洗烘干以后，最终使系统内处于干燥状态，达到了阻止腐蚀的目的。燃料系统的吹洗烘干是利用燃料（混胺－02或偏二甲肼）易溶解于煤油的特点，在燃料放泄以后，用大量煤油注满导弹燃料系统，使系统内残余的燃料溶解于煤油之中，并随煤油排出弹体之外，这样连续清洗3次，最后用压缩空气吹洗干净。

（撰写：沈适生　审订：胥曰仲）

zhongheqi

中和器　neutralizer　向喷出的离子束发射电子，使束电流和束电荷得到中和的离子发动机部件。离子发动机栅极引出的是推进剂离子束。为了避免发动机和航天器积累负电荷，需要中和离子束电流；为了减少离子束中的空间电荷，以继续引出离子，减小羽流扩散角，需要中和离子束电荷。为此，需要在放电室和栅极外边设置中和器，向离子束发射与束电流等量的电子流。

中和器按工作方式可以分为外置式热阴极中和器、浸没式热阴极中和器和等离子体桥中和器3类。前两类是将热阴极发射体置于离子束的外部和内部。置于外部时，中和器需要加较高的负耦合电压，束离子与中性原子电荷交换生成的离子对它轰击溅射较严重；置于内部时，虽然耦合电压较低，但它直接受束离子的轰击溅射。这两类中和器的工作寿命都很短，只有几十小时。等离子体桥中和器是用空心阴极，通入推进剂气体，放电时同时产生电子和离子。大部分离子在回轰阴极时与电子复合成气体，少量离子伴随电子向离子束输运，这些离子可中和大部分电子形成的空间电荷，为电子进入离子束起搭"桥"作用，以降低耦合电压，并允许中和器位置距离子束较远。等离子体桥中和器的工作寿命可达到10000 h以上，离子发动机都用这种中和器。

（撰写：黄良甫　审订：胡永年）

zhongjianceng

中间层　mesosphere　从平流层顶以上至温度出现第二极小值所在高度的大气层，高度范围大约是50～85 km。中间层位于平流层顶之上，下面有臭氧加热源，顶部有二氧化碳的辐射冷却，所以其温度随着高度的升高而下降，类似于对流层的情况，有空气的水平和垂直运动，具有非常强的动力学风体系。中间层的平均温度约为190 K，高纬度地区中间层顶的温度有较强的季节性变化，夏季可降至160 K。此外，极区中间层上部还有夜光云。中间层存在行星波、内重力波和潮汐等的动力加热，这些波的生长和破碎会在大气中引起明显的湍流。与平流层一样，中间层的夏季盛行东风，冬季为西风，在中纬度地区60 km高度附近最大风速达100 m/s。在中间层内，大气中的某些成分发生分解、电离和复合及各种光化作用，产生各种发光现象，如气辉和极光。在极光带附近，高能粒子沉降的加热对中间层大气温度有一定的影响。中间层顶大气开始暴露在太阳极紫外辐射中，太阳光分解大气，引起原子成分的出现，使原子氧和氢氧根也成为这一区域的重要成分。中间层与电离层的下部重叠，在太阳辐射下，很多气体分子会电离，以正、负离子形态存在，所以中间层的状态对无线电通信有很大的影响。

（撰写：田剑华　审订：都　亨）

zhongpin chuliqi

中频处理器　intermediate frequency processor　卫星转发器设置在中频上的信号处理装置。随着通信技术的发展，卫星上传统的弯管式（又称透明式）转发器逐步发展成具有处理功能的转发器。中频处理器也因为数字技术的进步，功能越来越强大。它可以实现星上交换、转发器和频带切换、干扰抑制和波束成形等功能。中频处理器将使数字信号处理范畴内的各种新技术得到广泛的应用，如数字滤波技术、信源交换技术、多载波调制解调技术、自适应滤波技术、变换域和非平稳信号处理技术等。对中频处理器不断增长的使用要求，又将推动数字信号处理技术向前发展。

（撰写：陈　豪　审订：谢　军）

zhongpin nibian dianyuan

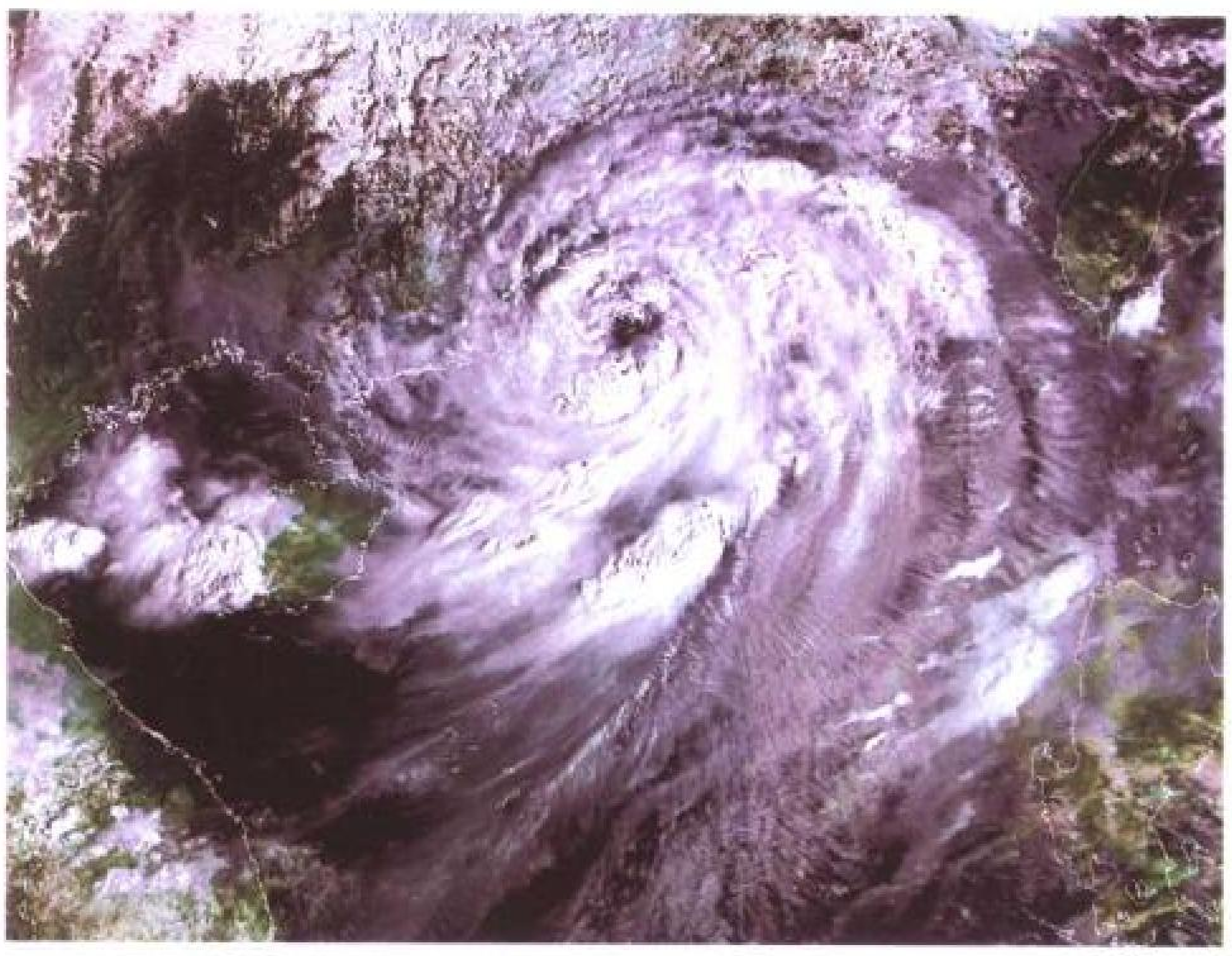
中频逆变电源　intermediate frequency inversion power supply　将直流电能变换成单相或多相中频电能的设备。中频频率范围为大于工频至10 kHz。中频逆变电源主要用于金属感应加热、自动控制和高速电动机等领域。按逆变的原理和方法不同，可分为旋转逆变电源和静止逆变电源两类。前者由直流电动机驱动中频发电机，称变频机；后者利用电力电子器件的高频开关特性并按一定的控制规律变换而成，称逆变器。随着电力电子技术的发展，逆变器所具有的体积与质量小、效率高、振动小、噪音低和运行可靠等优点越来越突出，已经或正在取代传统的变频机。大容器逆变器工作时，对输入电源及周围的电子设备可能产生谐波干扰，需注意电磁兼容。

（撰写：原怀西　审订：蔡连贵）

zhongxiao chidu yunxi

中小尺度云系　medium and small scale cloud system　与对流性天气相对应的水平尺度较小、生命史较短的云系。中尺度云系的水平范围为十几千米至二三百千米，生命史为几小时至十几小时。小尺度云系水平尺度为几十米至十几千米，生命史为几分钟至几小时。中小尺度云系种类很多，共同特

征是伴随它们的对流活动较强，云系伸展高度较高，云顶亮度温度低。中尺度云系主要有大的雷暴云团、暴雨云团、飑线、雷暴云团前方的弧形云线等。雷暴云团和暴雨云团主要由积雨云、卷云以及浓积云组成。伴随雷暴云团的天气主要有短时强风、强阵雨和冰雹等。暴雨云团形成的天气主要为连续性强降雨。飑线是由极小的积雨云云团相互连接组成的云带，造成的天气现象主要为强对流性天气。小尺度云系一般包括雷暴单体和陆龙卷云系。雷暴单体主要由下垫面的强烈增温所引起，对流可以很旺盛，造成局地强对流天气。陆龙卷一般嵌入在雷暴云团上风一侧强对流部分中，云顶亮度温度一般在−70 ℃或以下，伴随狂风、短时强降水或冰雹，破坏力极强。



“风云”1号卫星获取的台风云图

（撰写：江吉喜　审订：方宗义）

zhongxin chenglitong

中心承力筒　central thrust tube　位于航天器中心部位的筒壳型主承力结构。中心承力筒支承整个航天器的质量，它的刚度性能决定了整个航天器基频的大小。因此要求它承载能力大，整体刚度高，以满足航天器对它的功能和性能指标的要求。中心承力筒周围与内部连接有安装仪器设备的安装板、支架和平台等结构件。筒壳两端有端框构件，上端框可直接支承舱段、其他结构部件或设备等；下端框为航天器与运载火箭间的分离界面，通常用包带型星箭解锁装置或爆炸螺栓解锁装置实施航天器与运载火箭的连接与解锁功能。中心承力筒结构形式主要有：加肋壳、波纹壳和蜂窝夹层壳。它的材料通常有铝合金及碳纤维／环氧复合材料等。金属材料的加肋壳或波纹壳通常为钣金成型的铆接结构；蜂窝夹层壳或复合材料壳通常为复合成型的胶接结构。

（撰写：冯纪生　审订：吴国庭）

zhongxing fuli moniqi

中性浮力模拟器　neutral buoyancy simulator　又称失重水槽。一种大型的失重感觉效应模拟设备。它利用阿基米德原理，把穿有特制服装的人放入特殊的水槽中，调节服装的配重和漂浮器，令人所受的浮力与其重力相等，从而可以在水中自由浮沉和活动，主要用于训练航天员出舱活动和维修操作。与失重飞机不同，中性浮力模拟器在模拟过程中人体并未失去重力。模拟器由水槽、供水系统、潜水呼吸系统、浮力配置系统、安全救生系统、测控系统、电视监视及通话系统等组成。其主体是一个大型水槽，直径从几米到几十米不等，常建成半地下式。训练时除航天员外，还需把真实比例的载人航天器模型放入水中。它对水的洁净度和温度要求较高，一般使用1%～2%的盐水。供水系统为了保持如此大量水的温度，常有庞大的加热系统。水槽底部配备透明窗和摄影设备，记录训练实况。为减少人员长时间在水中训练后减压病的发生，常将加压舱与失重水槽配套使用。

（撰写：张福冬　审订：魏金河）

zhongzhi feixing biaozhun

中止飞行标准　flight suspension criteria　因航天员身体健康原因或航天器系统故障无法改善和恢复，需要中止航天飞行任务时的有关医学规定。由于航天中可能会遇到航天器本身的故障不能排除，或航天员身体健康状态不能改善和恢复，或出现影响航天员生命安全的事件等，故需要预先设定中止飞行的要求和标准，供地面控制和医学监督人员作为中止飞行决策的依据。中止飞行的医学标准是：(1) 受飞行物理因素影响，生理指标超限，有不良反应且长时间不能恢复；(2) 航天员突然患重病，且药物治疗无效而影响飞行任务；(3) 因航天器舱生命保障系统或医学监督遥测通信系统严重故障不能排除，危及生命安全或行使医学监督任务困难；(4) 飞行中精神过度紧张，出现过度疲劳或严重睡眠障碍而不能以休息或药物克服；(5) 因生活必需品或医疗用品变质或不足而威胁生命安全；(6) 宇宙辐射剂量超过禁飞标准；(7) 因其他原因出现工程系统紧急状况而影响生命安全等。中止航天飞行是一项复杂而重要的决策，提出中止飞行指令宜慎重，既要考虑实际情况，又要从执行任务的全局和需要出发。当采取各种措施后仍不能解决时，中止飞行指令方能提出。

（撰写：王德汉　审订：魏金河）

zhongzi dantou

中子弹头　neutron warhead　又称加强辐射弹。利用核裂变反应与核聚变反应来提高中子流数量的一种核武器。中子流数量主要来源于核聚变反应，并以快中子流的形式向四周释放。与原子弹相比，中子弹头的放射性沾染范围比较小。中子弹头的主要核燃料是氘氚混合物。强辐射和低当量是中子弹头的两大特点，其爆炸威力一般为1000 t梯恩梯当量，宜于低空爆炸。爆炸后的快中子流有极强的贯穿能力，速度可达每秒数万千米，对人员（包括坦克、装甲运输车以及掩蔽所等内部的人员）起着主要杀伤作用，而对战场上的军用器材与装备和各种建筑物等基本不造成损坏。中子弹头属于第三代超小型核武器。



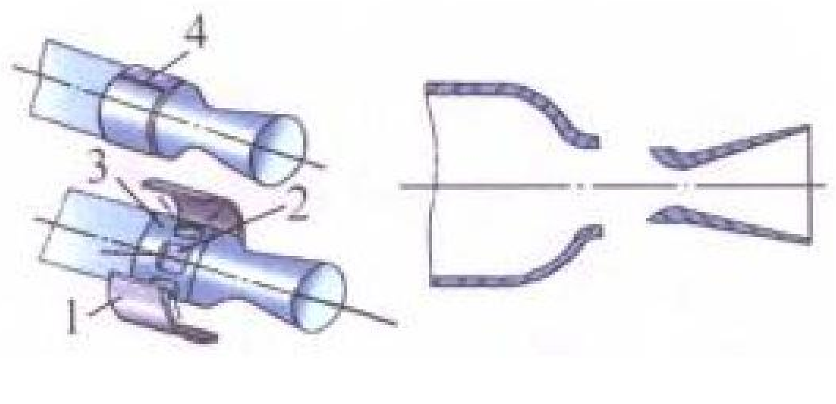
中子弹头结构图

1—弹壳；2—弹道制导控制仪；3—中子反射和倍增层；4—热核点火装置；5—热核装药；6—引爆装置和保险器；7—弹翼

（撰写：于德滨　审订：薛成位）

zhongzhi ranshao

终止燃烧　combustion termination　发动机的推进剂耗尽以前，为了某种特定的需要使燃烧室内的燃烧停止。对于液体



(a) 打开径向孔 (b) 抛掉主喷管

图 1 突然增加燃烧室排气面积
1—外筒；2—径向孔；3—内筒； 4—解锁装置

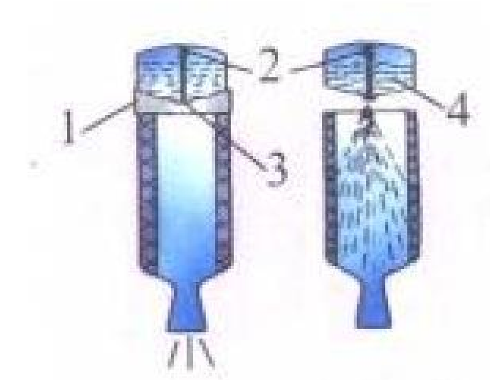


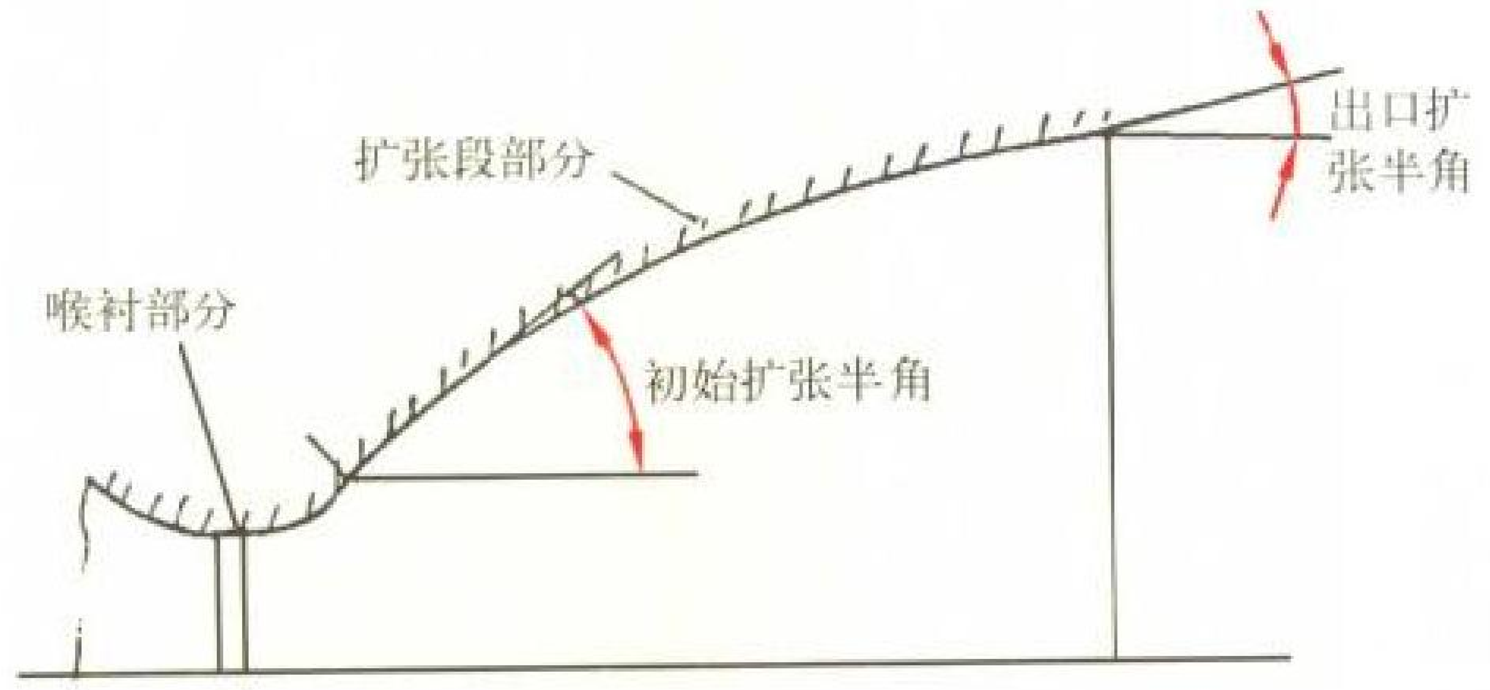
图 2 注入灭火剂
1—排气装置；2—反向阀；3—爆炸膜；4—灭火剂

火箭发动机，关闭燃料、氧化剂阀门，停止推进剂的供给就可使燃烧终止，达到液体火箭发动机关机的目的。固体火箭发动机终止燃烧就比较困难，因为推进剂全部装在燃烧室内，一旦点燃，不采取特殊办法，燃烧会一直持续到推进剂全部耗尽。固体火箭发动机终止燃烧一般有两种方法：一是突然增加燃烧室的排气面积，使燃烧室压强急剧下降，当压降梯度大到一定值时，燃烧就会终止，如图1所示。二是向燃烧室内喷射灭火剂，当特定的灭火剂喷射达到一定质量时，燃烧将终止，如图2所示。有时采用一种方法燃烧终止后，又会发生复燃，可以两种方法综合使用，以提高燃烧终止的可靠性。用终止燃烧来实现固体火箭发动机关机的方法，由于关机过程长、结构复杂和可靠性差等原因未得到实际应用，通常采用推力终止方法来实现固体火箭发动机的瞬间“关机”。

（撰写：黄坚定 审订：黄祖蔚）

zhongxing penguan

钟形喷管 bell nozzle 又称特形喷管。喷管扩张段型面母线是一条按燃气膨胀特性确定的流线或其近似曲线的喷管。它是拉瓦尔喷管的一种。流线近似曲线一般为双圆弧线、抛物线、包络线等。这种喷管扩张段的初始扩张半角较大，使燃气能快速膨胀，从而减小喷管的长度，并减轻对壁面的烧蚀。一般取初始扩张半角为24°～36°，而后扩张半角逐渐减小，到喷管出口处的扩张半角最小，使燃气沿接近喷管轴线方向排出，以减小喷管扩张损失，提高喷管效率。一般出口半角取12°～18°。这样整个喷管长度可比同样扩张比的锥形喷管短20%～30%，减轻了喷管质量，而且效率比一般锥形喷管高1%～2%，最高效率可达0.98。其缺点是加工复杂，生产成本高。它一般在性能要求高的大、中型火箭发动机上应用。



钟形喷管型面图

（撰写：仲瑞昌 审订：黄坚定）

zhongli shenglixue shiyan

重力生理学实验 gravitational physiological experiment 研究超重、失重等生物效应的实验。失重（又称微重力）是航天飞行中一种特殊的物理现象。研究长期失重的生物效应对长期载人航天有重要意义。长期失重现象无法在地面模拟，只能在空间条件下进行实验。重力生理学研究的重点是观察心血管系统、骨骼肌肉系统、血液系统、神经系统和感觉系统对长期失重的反应和变化。其中骨质脱钙、前庭障碍、血液动力学变化和血液学变化等问题尤其受到人们的重视。利用生物卫星，除可对航天医学问题的机制进行有关实验外，还可探索有效的防护措施。目前有关超重的生物效应实验开展得较少。



日本女航天员向井千秋在作失重训练

（撰写：王修壁 战再吉 审订：孙力玲 王文魁）

zhongli tidu wending weixing

重力梯度稳定卫星 gravity gradient stabilized satellite 利用作用在卫星上的重力梯度力矩实现姿态稳定的卫星。绕地球运行的卫星各部分质量所受到的不相等引力等因素所产生的力矩称为重力梯度力矩。重力梯度稳定系统采用伸展结构（重力杆）和阻尼器使卫星的纵轴指向地心，实现卫星的稳定。伸展结构是一根或数根在末端带有质量的可伸展的杆，它可使各轴的转动惯量之差达到几十倍、甚至几百倍以上。重力梯度力矩虽然可以稳定卫星的姿态，但也会使卫星像一个单摆一样绕最大主惯量轴不停地摆动。这种周期性的摆动称为天平动。为提高重力梯度稳定卫星的对地指向精度，必须对天平动进行阻尼，采用的装置通常是不需要外部能源的被动天平动阻尼器。重力梯度稳定卫星的优点是不消耗能量，系统结构简单，可靠性高，适于长期运行，但对地指向精度不高，只有1°～5°，所以重力梯度稳定这种控制方式只适用于对地指向精度要求不高的长寿命卫星，如早期的电子侦察卫星和导航卫星。重力梯度稳定卫星一般的最佳轨道高度在700 km以上。

（撰写：吴开林 审订：吴健生）

zhongyouer

重诱饵 heavy decoy 质阻比与真弹头相近的假目标。重诱饵是再入段的主要突防诱饵之一。所谓质阻比是飞行器的质量除以飞行器的迎风截面与空气阻力系数的乘积。在弹道导弹突防时，由于大气层空气阻力的减速作用，质阻比小的轻诱饵会被大气过滤出来，而质阻比与真弹头相近的重诱饵便成为再入段掩护真弹头的重要突防手段。当然，作为再入段诱饵，重诱饵同真弹头一样，也必须克服再入段高速飞行造成的气动力和气动热的作用。另外，尽管重诱饵与真弹头的质阻比相近，但它们在质量和几何尺寸上不可能完全相同。这方面的差异便是一维高分辨雷达识别真假弹头的主要判据。再者，为了确保真弹头稳定进入再入段，需采用姿态

控制，而一般不会刻意控制重诱饵。这些均为导弹攻防作战中的防御一方进行目标识别提供了判据。

（撰写：向家武　审订：朱志浩）

zhouqi guanji

周期关机　period shutdown　按预定的航天器运行轨道周期特征量关闭发动机的关机方式。周期关机时，要根据火箭运动参数，计算制导关机特征量函数 T，当达到航天器预定轨道周期特征量时，即当 $|T-\overline{T}|\leqslant \varepsilon_T$ 时（ε_T 是与计算机计算步长有关的充分小的正数），关闭发动机。轨道周期是航天器运行轨道的重要参数之一，表示航天器在其轨道上运行一周所需要的时间。在二体问题中，轨道周期由轨道半长轴确定。轨道周期 T 与轨道半长轴 a 的关系式为

$$T=(2\pi/\sqrt{GM})\,a^{3/2}$$

式中 $GM=3.986005\times10^{14}\ m^3/s^2$，为地球引力常数。周期关机同其他导引控制一起完成将航天器送入预先设计的飞行轨道的任务，是保证航天器运行轨道精度的重要手段。目前，运载火箭末级发动机关机基本上都采用周期关机（等同于半长轴关机）。

（撰写：谢全根　审订：刘竹生）

zhouji dandao daodan

洲际弹道导弹　intercontinental ballistic missile (ICBM)　又称洲际导弹。射程为8000 km以上的导弹，属战略导弹范畴。这种导弹一般都携带核弹头，用于攻击敌方战略纵深的重要战略目标。这类导弹包括：(1) 陆基战略核导弹，如俄罗斯的“白杨”M (PC−12MII) 和美国的“民兵”3 (LGM−30G) 等；(2) 海基战略核导弹，如俄罗斯的“轻舟”(PCM−54) 和美国的“三叉戟”2 (UGM−133A)。前苏联于1957年8月成功试射了世界上第一枚陆基洲际弹道导弹P−7 (SS−6)，并于1974年给海军装备了第一个洲际潜地战略核导弹型号。初期的洲际弹道导弹都采用液体推进剂，地面发射、发射准备时间长，精度为10 km级，靠携带百万吨级梯恩梯当量的核弹头达到一定的毁伤效果。20世纪60年代为提高生存能力而改用地下井发射。直到目前美、俄仍以地下井发射为主，只是井的抗力在不断增强。同期，美国开始改用固体推进剂，而前苏联则固、液并举，以可贮存推进剂为多。洲际导弹多采用纯惯性制导；潜地导弹为修正较大的初始定位误差，常用星光与惯性一起进行复合制导。20世纪80年代，洲际导弹的命中精度已提高到足以摧毁地下井的水平，为保持第二次打击力量，美、俄相继研制机动的洲际导弹。

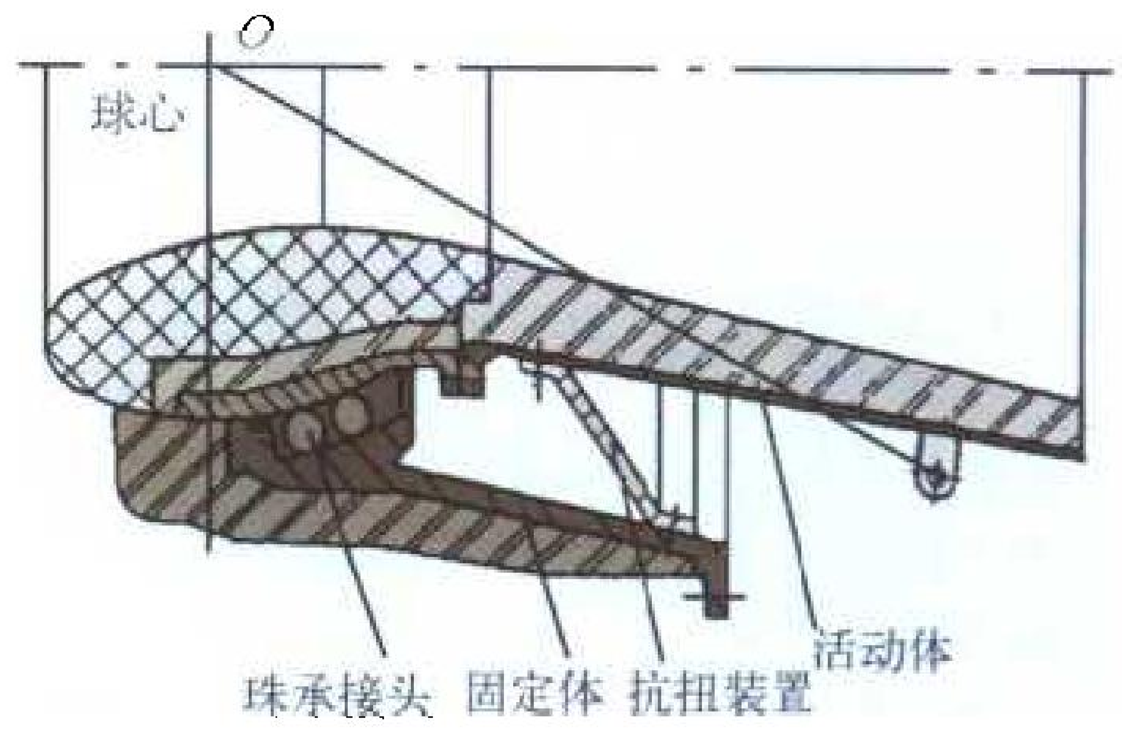


洲际导弹起飞

（撰写：魏其勇　审订：刘宝镛）

zhucheng penguan

珠承喷管　bead support nozzle　用珠承接头作为喷管连接和支撑件并带有抗扭装置的全轴摆动火箭发动机喷管。珠承喷管一般由固定体、珠承接头、活动体和抗扭装置4



珠承喷管典型结构图

部分组成。喷管的固定部分即固定体，它一端与燃烧室壳体后封头连接，另一端是带有阴球体的珠承接头的一部分。喷管的活动部分即活动体，它由收敛段、喉部和扩张段组成。珠承接头由固定体上的阴球体、活动体上的阳球体、排列为单排或多排的滚珠和滚珠保持架组成，在喷管喉部附近的外壳体是带阳球体的珠承接头的一部分。抗扭装置是由金属波纹管或防扭夹布胶囊等多种形式组成的抵抗珠承喷管绕喷管轴线转动的装置。珠承喷管可根据发动机总体和推力矢量控制等要求，设计成摆心在喷管喉部上游的前摆心式珠承喷管或摆心在喷管喉部下游的后摆心式珠承喷管。有关前、后摆心的布置可参见柔性喷管。

（撰写：黄坚定　审订：刘志武）

zhuci piaoyilü

逐次漂移率　switch-on to switch-on drift　在对陀螺仪进行漂移测试时，为了验证陀螺仪的性能稳定性（即多次测得的漂移率的重复性，有时也称为多次启动的重复性），往往在完全相同的测试环境中，按照完全相同的测试方法和程序对同一批次的陀螺仪进行多次重复测量，从而得到大量的测试数据，并应用统计学原理对这些测试数据进行统计处理，得到平均漂移率的标准偏差，这个标准偏差就称为陀螺仪的逐次漂移率，有时也称其为逐日漂移率。它是表征陀螺仪性能长期稳定性的重要参数。只有那些经多次启动而性能参数变化不大的陀螺仪，才能对其漂移误差实施有效的补偿，也只有这样的陀螺仪才具有工程应用价值。

（撰写：刘保中　审订：李新纯）

zhudongduan

主动段　powered phase　导弹有动力飞行时的弹道段，有时也指运载火箭发动机连续工作段。在主动段，作用于导弹/火箭上的力有发动机推力、空气动力、控制力（通常由摆动发动机喷管或操纵舵面产生）和地球引力，其中推力起主要作用。弹道导弹的主动段通常是从地面起飞，经几秒到十几秒后，

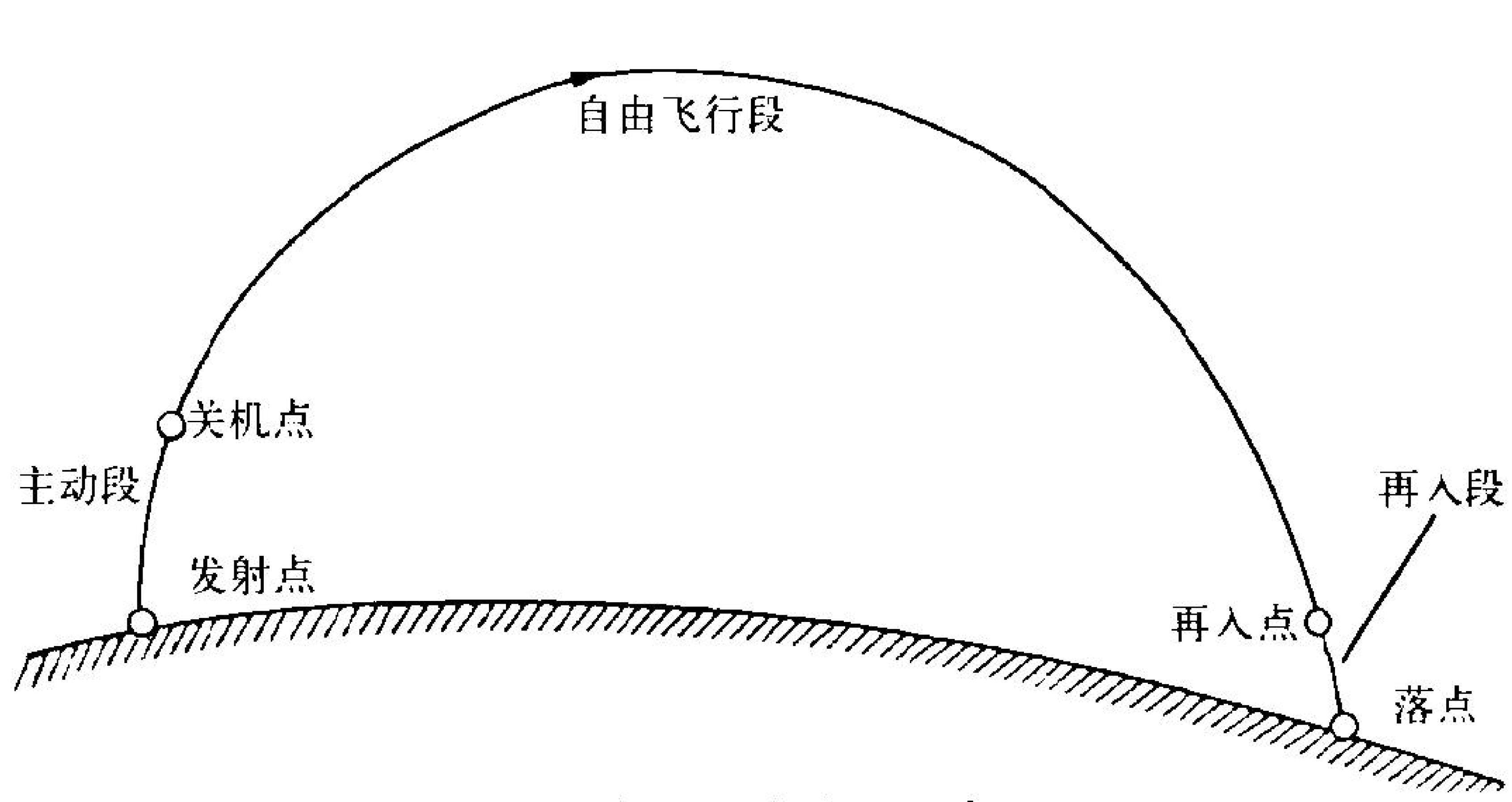


图1　弹道导弹弹道示意图

在控制系统作用下开始转弯，当导弹运动参数达到预定数值时发动机关机，弹头和弹体分离(也有的导弹弹头和弹体不分离)，主动段即结束(见图1)。随着弹道导弹从早期的液体发动机改进为固体发动机，导弹的发射方式和级间分离方式也出现了多种形式。有的导弹采用弹射起飞，这时主动段包含导弹在一级点火前从车(筒)、潜艇上弹射起飞的弹射段及弹射后短时间的无动力自由飞行段；对地多级导弹还包含在级间分离过程中短时间的滑行段。弹道导弹在主动段大多数都采用惯性自主式制导，按预定的飞行程序飞行；有的在末段按能量管理方式进行控制，这时就按导弹能击中目标的条件实时计算并控制导弹飞行，通常至发动机装药耗尽时主动段结束。运载火箭轨道有直接入轨、滑行入轨和过渡入轨之分，这时主动段是指各级发动机连续工作段。直接入轨时将主动段改称为发射轨道；滑行入轨时在主动段结束后有较长时间的自由飞行段，然后再加速入轨，即有第二个动力飞行段，称为加速段；过渡入轨则由主动段、停泊(驻留)轨道段、加速段、过渡轨道段和远地点加速段组成(见图2)。地空、空空、空地、舰舰等大部分战术导弹的弹道也根据有无推力分为主动段和被动段，可在主动段根据一定的程序或制导规律攻击目标，也可在被动段攻击目标。巡航(飞航)导弹飞行高度低，都采用航空发动机，一般是全程工作，不分主动段与被动段。

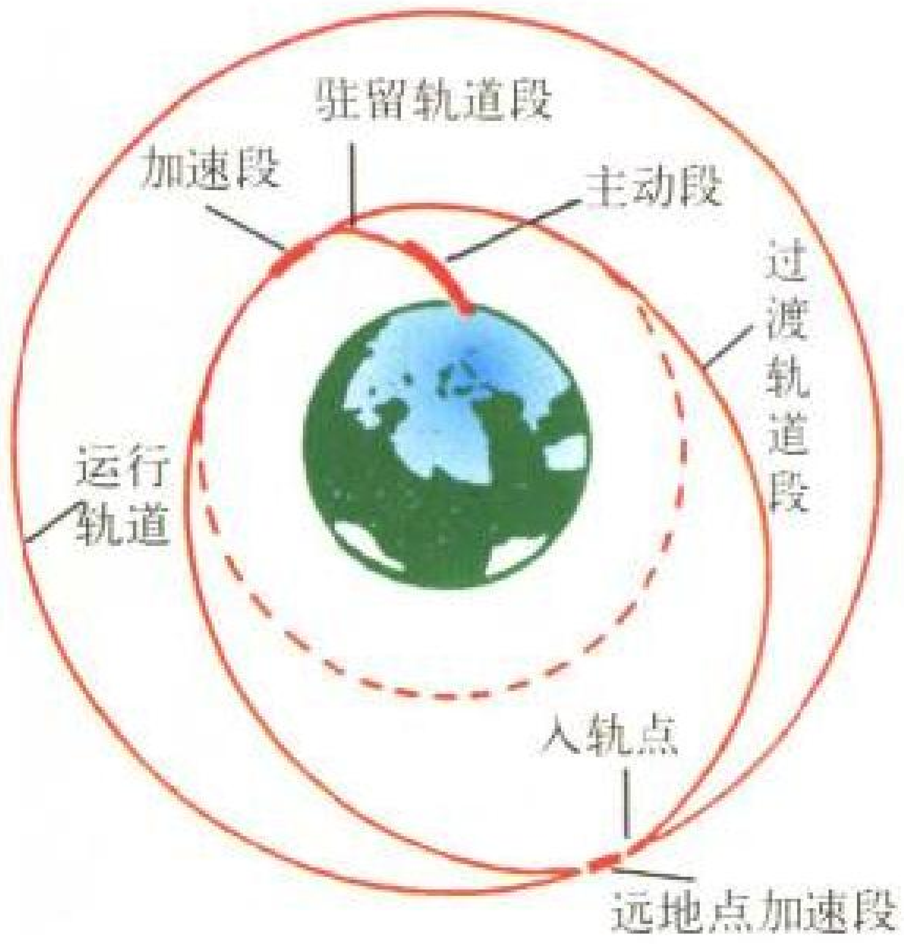


图2 过渡入轨卫星发射轨道

(撰写：曹国敏 审订：王玉堂)

zhudongduan cekong

主动段测控 tracking, telemetry and command of powered phase 在动力飞行段(主动段)对导弹进行跟踪测量和控制的过程。主动段导弹在制导系统控制下飞行，它是影响导弹落点精度的主要飞行阶段。因此，主动段测控系统必须能获取高精度弹道数据以分析和评定导弹的性能和精度，在我国通常由高精度测量带和首区光电经纬仪联测完成，由遥测系统完成导弹工程参数和环境参数的测量，对弹上设备工作状况进行监测；由安全控制系统对故障飞行的导弹进行炸毁。

(撰写：刘利生 审订：黄学德)

zhudong rekong xitong

主动热控系统 active thermal control system 依靠对受控设备或部件的温度反馈作用，实现温度自动调节的热控制系统。由于航天器的热功耗大，或设备对工作温度范围要求严格，被动热控系统不能满足传热和控温的需要，而需采用流体回路、毛细抽吸回路、气体强迫对流、电加热控温和百叶窗等主动热控系统。流体回路由泵、阀、管路、热交换器等设备和工质组成密闭流动回路，常用于大功率航天器的热控制，如载人飞船、航天飞机和空间站等。气体强迫对流使用风扇驱动密封舱内气体流动，强化设备之间的传热，改善气体温度的均匀性。电加热控温系统由温度传感器、控制线路和电加热器组成。控制线路根据温度传感器的反馈信号控制电加热器的接通和断开，从而使设备温度保持在给定的范围内。也可以采用地面站发出的遥控指令控制电加热器的接通和断开。主动热控系统通常消耗电能，并有运动部件。主动热控系统具有大的热排散能力或高的温度控制精度，但系统比较复杂，而且造价高，可靠性低于被动热控系统。

(撰写：文耀普 审订：郭 舜)

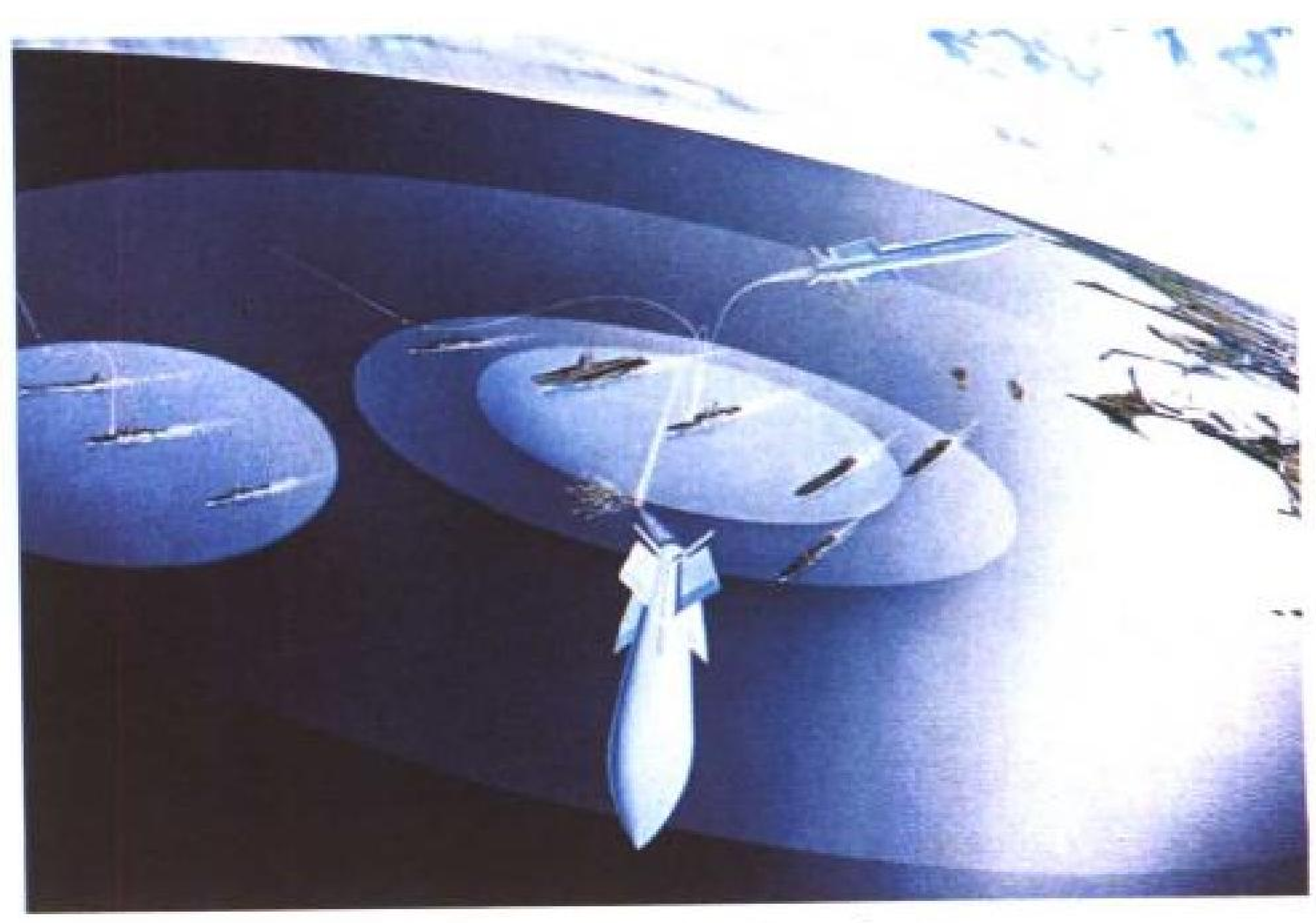
zhudong xundi zhidao

主动寻的制导 active homing guidance 寻的制导的一种类型，照射目标的辐射源装在导弹的导引头内部。主动寻的制导的导引头由发射设备、接收设备、伺服机构和数据处理等部分组成。发射设备发射电磁波照射目标。接收设备接收目标反射的回波信号。伺服机构与接收设备闭合后保证对目标的跟踪，并同时检测出目标视线角和视线角速度等信息，通过数据处理转换成控制信号，输送给自动驾驶仪，控制导弹飞向目标，直至命中。按辐射源的物理特性，主动寻的制导导引头主要有雷达和激光两种。主动寻的制导的导弹不需要弹外照射器的配合，自主作战能力强，所以有“发射后不管”的特点，从而使武器系统具有对付多目标和抗饱和攻击的能力，并有利于提高武器平台的生存能力。主动寻的导引头，尤其是毫米波导引头，制导精度高，抗干扰能力强，多用于精确制导武器的末段制导。由于受弹体体积和质量的限制，弹上能源和辐射源强度不可能设计得太大，因此主动寻的制导的作用距离受到限制。

(撰写：谭学习 审订：王毓兰)

zhufangkong daodan xitong

主防空导弹系统 Principal Anti-Air Missile System (PAAMS) 法、意、英3国将装备使用的一种区域防空和点防空的舰空导弹武器系统。英文缩写为PAAMS。该系统是法国和意大利在20世纪80年代末实施的“未来面空导弹系列”(FSAF)计划的一部分，将装备在法、意、英3国研制的新一代护卫舰上。1999年8月3国签订了工程研制和低速生产合同，预计2005年初具作战能力。PAAMS由“阿斯特”15和“阿斯特”30导弹、多功能相控阵雷达和48联装垂直发射系统及基于FSAF C-2的指控系统组成。其中法国和意大利采用G波段EMPAR多功能相控阵雷达，英国采用E/F波段多功能相控阵雷达。“阿斯特”15导弹系统的射程为2~40 km，对飞机目标的最大拦截距离为17 km，对反舰导弹等战术导弹的最大拦截距离为10 km。“阿斯特”15导弹弹长4.2 m，弹径180 mm，弹重300 kg，导弹飞行速度为2.5 *Ma*。“阿斯特”30导弹参


“主防空导弹系统”构想图

见陆基中程地空导弹系统。（撰写：高雁翎　审订：王毓兰）

zhuqiping

主气瓶　main compressed gas bottle　在火箭和导弹中为各需要增压气体的部位（燃烧室除外）供气的主要贮气装置。在火箭或导弹中往往采用高压气瓶作为一种动力源。有的导弹或火箭利用压缩空气增压液体燃料进入发动机，有的利用压缩空气增压燃料箱以便为液体燃料泵提供泵前压强，有的导弹的舵机也用压缩空气驱动，也有的导弹利用气瓶中的高压气体为红外末制导头制冷。为燃料箱增压必须随着燃料的消耗不断地补充气体以维持燃料箱内的恒定压强，主气瓶就是保持这个压强的气源。主气瓶中的压缩气体可以是空气，也可以是氮气或其他惰性气体。主气瓶的容量必须满足全航程的用气量。为了减小气瓶的体积，主气瓶内部的设计压强一般很高，可达32～35 MPa，其内充填的压缩空气要经过减压器减压后进入燃料箱或其他用气设备。

（撰写：程汉杰　审订：陆锡良）

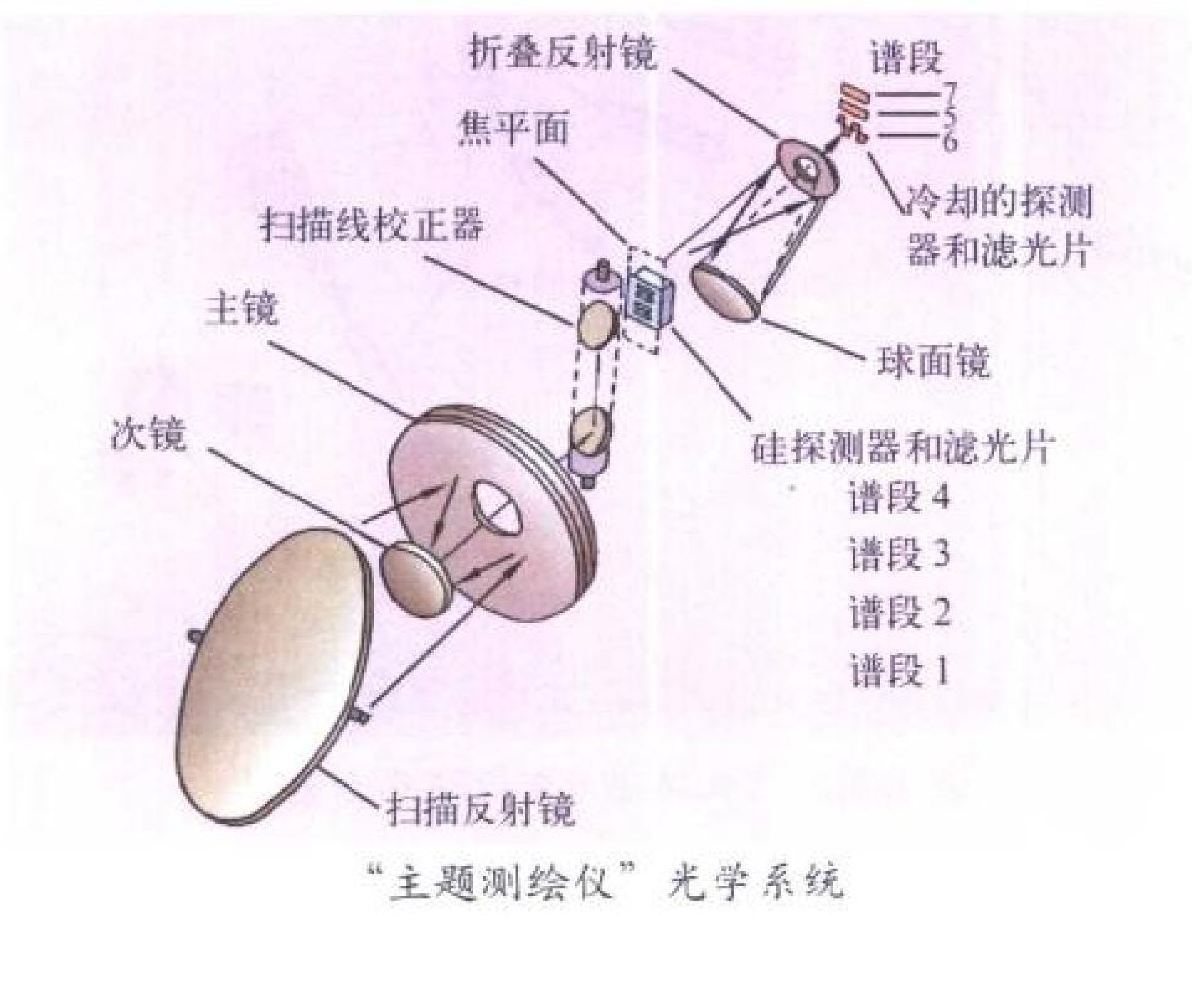
zhuti cehuiyi

主题测绘仪　Thematic Mapper（TM）　又称主题绘图仪、专题成像仪。英文缩写为TM。一种具有较高空间分辨率的光机扫描式多光谱扫描成像仪。它用于“陆地卫星”4号和5号上，因利用其获得的图像信息可得到各种主题图而得名。TM是美国在“陆地卫星”多光谱扫描仪（MSS）的基础上研制成功的。其光谱波段增至7个（见表）；光学口径为41 cm，采用双向有效扫描；并列扫描探测器元数有所增加，由此提高了整机性能。地面像元分辨率达30 m（B_1～B_5及B_7）和120 m（热红外B_6）；辐射分辨率（NE$\Delta\rho$和NEΔT）有所提高（见表）；谱段配准精度为0.1瞬时视场左右；数字化精度256级。卫星轨道高度705 km，扫描宽度185 km。数据传输速率为86 Mbps。TM主要由摆动扫描反射镜、R-C反射式光学系统、扫描线校正器、光谱段分离光学部件、探测器列阵、辐射致冷器、星上辐射校准器及电子系统组成。光学系统见图。TM除保持MSS数据原有的应用外，在地质填图、制作岩性图、识别热液蚀变岩类、绘制土壤类型图等方面均有较好的效果。

（撰写：金志煜　审订：高　军）

“主题测绘仪”各谱段基本特性

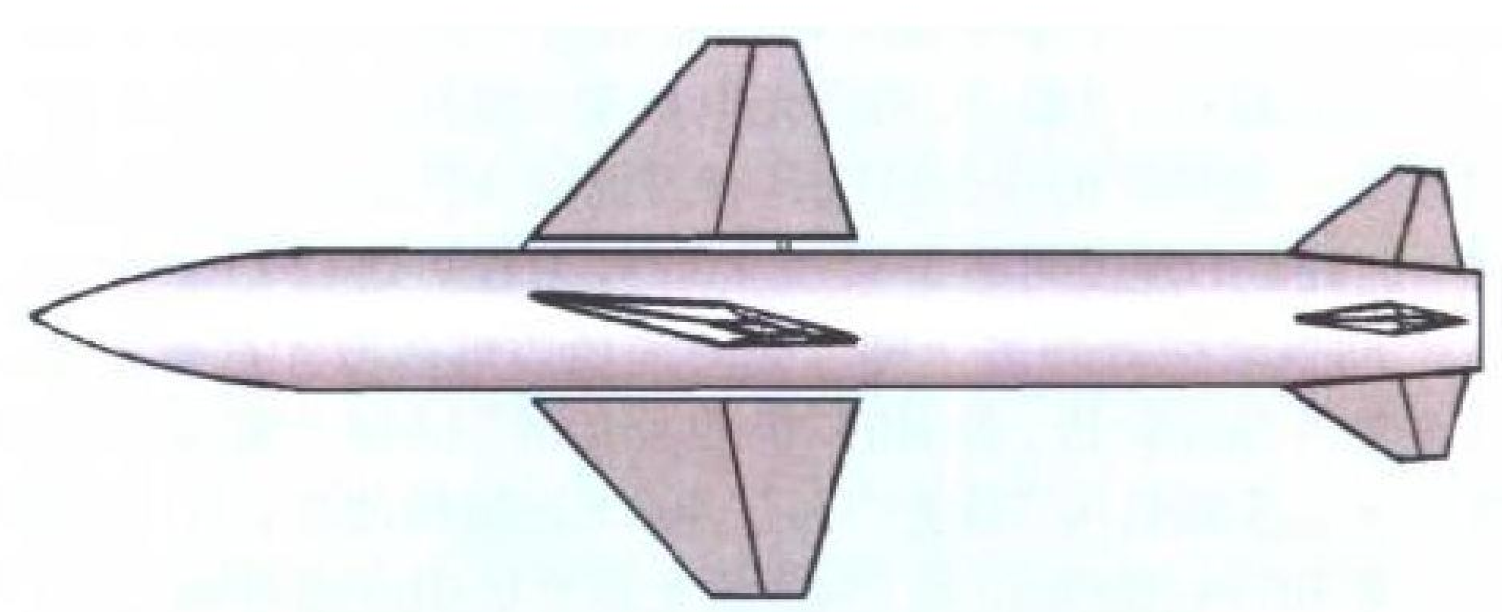
谱段	谱段范围 μm	灵敏度	功用
B_1	0.45～0.52	0.8%（NEΔρ）	绘制水系图和森林图，识别土壤和常绿落叶植被
B_2	0.52～0.60	0.5%（NEΔρ）	探测健康植物绿色反射率和反映水下特征
B_3	0.63～0.69	0.5%（NEΔρ）	测量植物叶绿素吸收率，进行植被分类
B_4	0.76～0.90	0.5%（NEΔρ）	测定生物量和作物长势，确定水体轮廓
B_5	1.55～1.75	1.0%（NEΔρ）	土壤水分和地质研究以及从云中区分出雪
B_6	10.4～12.5	0.5K（NEΔT）	植物热损害管理和其他热图测量
B_7	2.08～2.35	2.4%（NEΔρ）	城市土地利用，岩石光谱反射和地质研究，水热制图



“主题测绘仪”光学系统

zhuyi kongzhi buju

主翼控制布局　main wing control configuration　由靠近导弹重心处的偏转主翼和位于尾部的尾翼或安定面组成的布局型式（见图）。主翼的偏转能直接产生导弹作机动飞行所需要的升力，导弹的响应特性极快，优于其他任何布局型式。由于主翼产生的升力接近导弹的重心，控制效率通常很低，但主翼偏转引起的下洗使尾翼产生一个与主翼相反的力，形成一个转动力矩，加大了主翼的迎角，使导弹获得一个附加升力，从而对控制产生有利的影响。主翼控制布局导弹的滚动稳定一般由主翼的差动偏转实现。这种布局型式主翼偏转的铰链力矩较大，要求舵机功率也较大。设计中，对于重心位置变化较大的导弹，为保证导弹的操纵性和稳定性，弹翼位置很难选择。主翼控制布局多用于空空导弹。

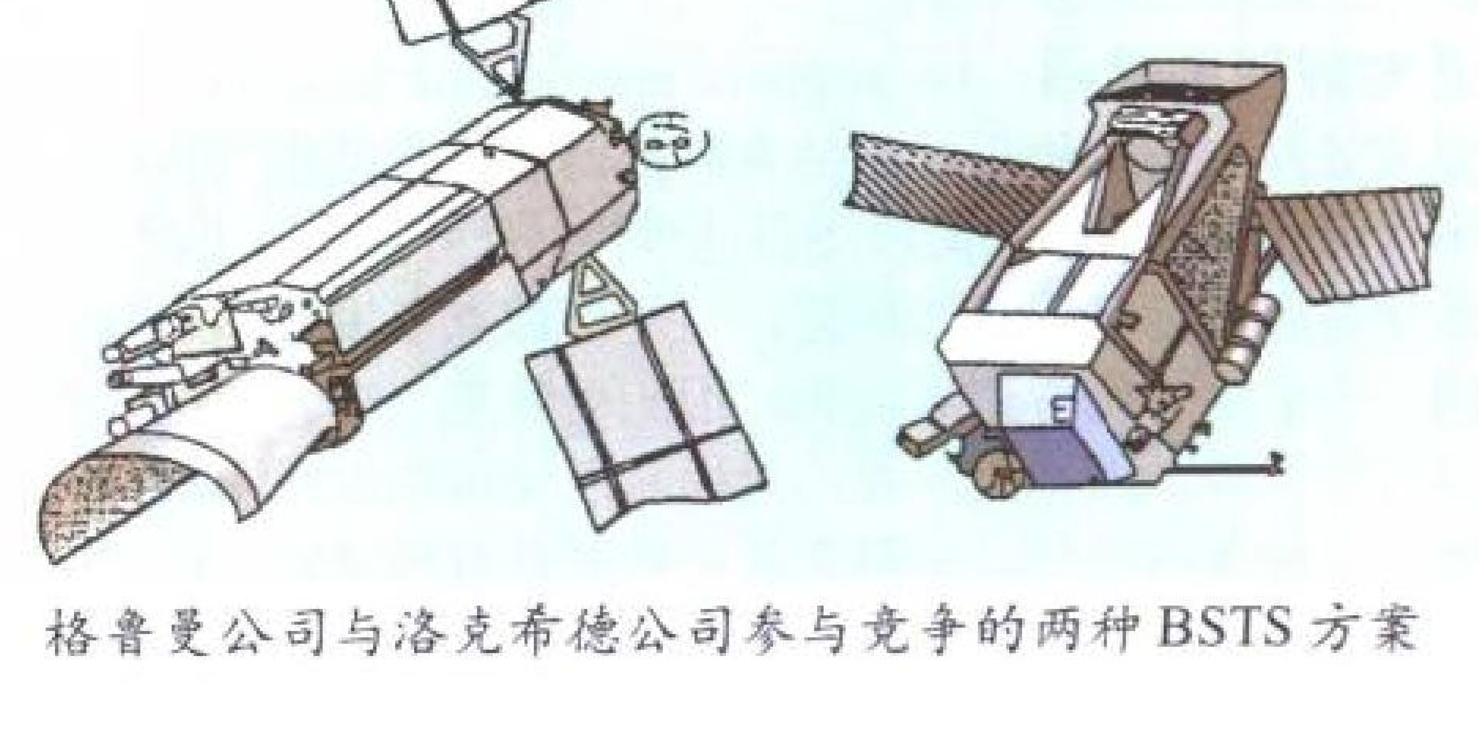


主翼控制布局导弹示意图

（撰写：刘恒振　审订：宣　平）

zhutuiduan jianshi genzong xitong

助推段监视跟踪系统　Boost Surveillance and Tracking System（BSTS）　美国“战略防御计划”中的一个研究项目，系部署在地球静止轨道上的卫星监视与跟踪系统。英文缩写为BSTS。其任务是探测敌方弹道导弹发射，对敌方弹道导弹攻击发出预警；跟踪助推段飞行的弹道导弹，为天基拦截弹等提供目标跟踪数据，并对天基拦截弹的拦截效果提供判定数据。BSTS卫星上将采用凝视红外焦平面阵列探测器，探测并跟踪弹道导弹助推火箭的尾焰。BSTS的关键技术有：(1)中红外碲镉汞焦平面阵，分辨率约1 km；(2)大型光学



格鲁曼公司与洛克希德公司参与竞争的两种BSTS方案

器件技术，包括直径1 m的高光学质量抗辐射反射镜；(3) 信号与数据处理，要求采用微小型容错、低功耗、抗辐射的超高速集成电路计算机；(4) 背景与目标信息，包括助推器燃烧时的特征信号、自然红外背景特性以及核爆引起的增强红外背景特性等。这些基本特征信号和数据的收集、整理、分析、存储对BSTS传感器的设计和使用有着重要意义。格鲁曼空间公司与洛克希德导弹与空间公司曾为该项目进行竞争。1987年9月，美国国防部批准该项目由探索研究阶段转入演示验证发展阶段。

（撰写：郭 典　审订：何立萍　王毓兰）

zhutuiduan lanjie

助推段拦截 boost-phase interception (BPI)　在弹道导弹助推器工作段对其实施的拦截。它是战区弹道导弹防御的一种方式。助推段拦截有很多优点：在助推飞行阶段，弹道导弹的目标尺寸比较大，易受攻击；目标不能作机动飞行；助推器尾焰显示极高的红外特征，易被发现；拦截系统对付的是整个弹道导弹，目标易损性大，靠直接碰撞动能杀伤目标，或用战斗部破片杀伤助推器油箱、制导系统就能摧毁弹道导弹；可在敌方采取各种突防对抗措施前杀伤目标，减小反突防的难度；战区弹道导弹的助推段飞行通常是在敌方领土上空，拦截时防御方不受破坏。美“战略防御计划”最初曾设想把天基武器用于助推段拦截。助推段拦截的一种可能的技术途径是采用机载弹道导弹预警系统和机载导弹或激光发射系统。机载弹道导弹预警系统包括载机和机载被动光电探测系统等设备。机载导弹发射系统包括载机，机载主、被动光电探测系统和自动寻的高速拦截器等。载机发射平台可以是有人驾驶飞机或无人驾驶飞行器。拦截器的速度可达3～5.5 km/s，射程可达120～250 km。

助推段拦截的另一种可能的途径为机载激光拦截系统，现尚处于演示阶段。美国的“机载激光器”(ABL)演示系统如图所示。其载机为“波音”747-400 F运输机改型，机上安装激光器和目标捕获系统。机载激光器系统由高速目标捕获系统、高精度光束控制系统、氧碘化学激光器和自动化战场管理系统4部分组成。该系统可在距战区弹道导弹发射阵地数百千米远处将导弹击落。



美国的“机载激光器”演示系统

（撰写：张志鸿　审订：林玉琛）

zhutuiduan lanjie wuqi

助推段拦截武器 boost-phase interception weapon　可以对弹道导弹实施助推段拦截的各种武器。实施助推段拦截有许多优点：一是导弹在此段飞行速度慢，尺寸大，易于拦截；二是助推段不易采取突防措施；三是拦截点在发射国的领土之内，不会对防御方造成危害，因此受到美、英、法、以色列等国的重视。因弹道导弹的射程和所使用的燃料不同，其助推段时间各有差异，一般在几十秒至几百秒之间。由于时间如此之短，故制约助推段拦截武器的主要因素一是速度，二是距离。从速度上考虑，理想的武器当推高能激光、粒子束和电磁炮。但是，作为武器，它们实现起来的技术难度很大。如果采用技术比较成熟的导弹作为助推段拦截武器，它必须满足极高的速度要求，实现起来也相当困难。弥补的方法是尽可能缩短拦截的距离。采用星基部署是一种选择。但是较为现实的方案是在靠近导弹发射的前沿进行空基部署。当然，也不排除前沿陆基和海基部署的可能，其优点是可以省去空中长时间巡航和昂贵的费用，但实现的难度较大。目前在研的助推段拦截武器有美国的“机载激光器”和美、以尚处在远期研制阶段的空基拦截弹方案。前沿部署的助推段拦截武器比较适合针对地形狭长的国家，但对地域辽阔、纵深很大的国家，它实现的难度仍然很大。

（撰写：谭学习　审订：王毓兰）

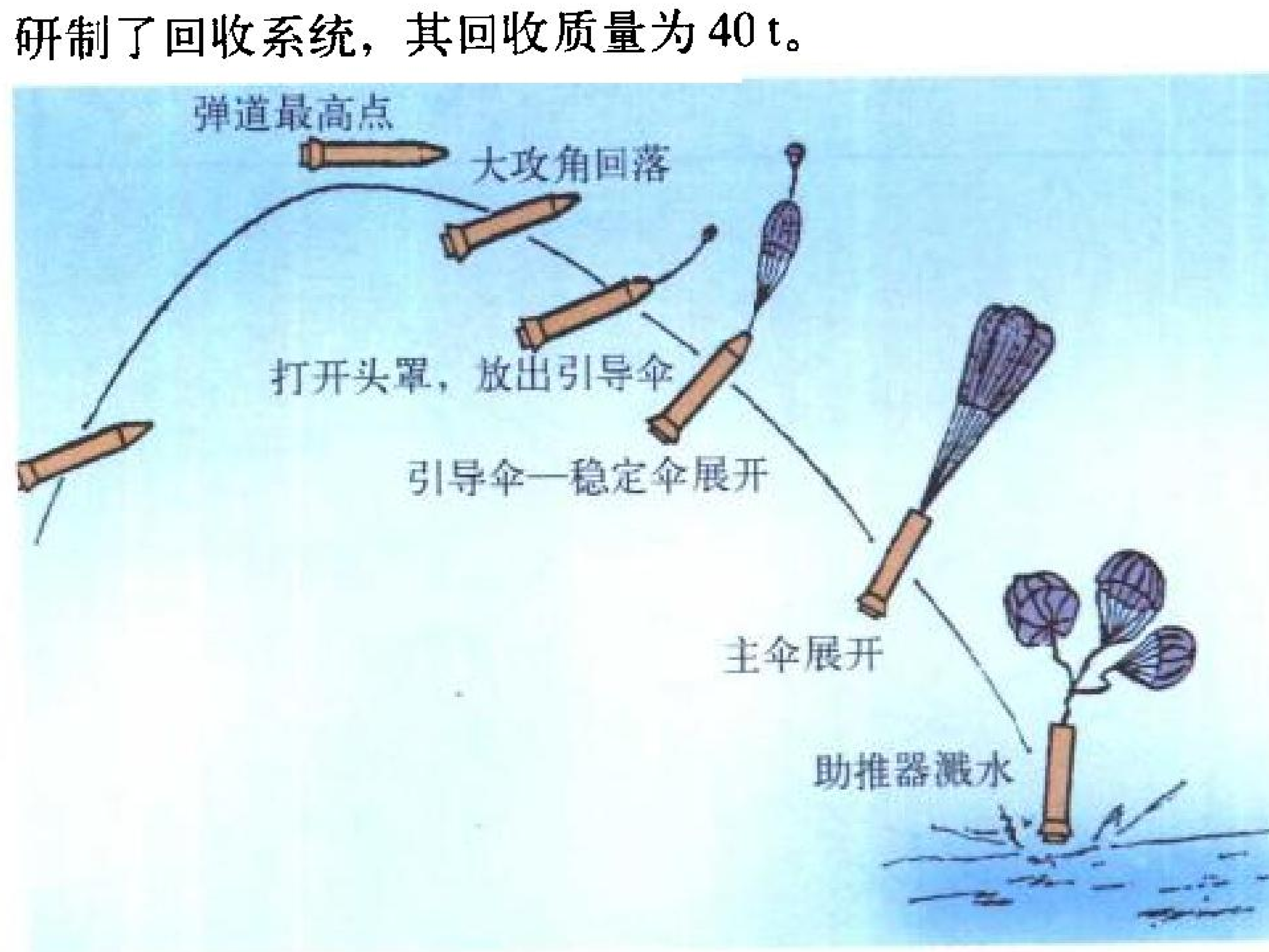
zhutuiqi

助推器 booster　在导弹或其他飞行器的起飞和爬升阶段，协助主推进系统提供附加推力的动力装置。助推器完成助推任务后，一般都从飞行器上分离抛掉。助推器使用液体火箭发动机时称为液体火箭助推器，使用固体火箭发动机时称为固体火箭助推器。战术导弹在起飞爬升段常采用串连式固体火箭助推器；远程弹道导弹或多级航天运载工具的助推器通常并联捆绑在第一级火箭上，也有的将液体火箭助推器和第一级火箭合成一体，与主推进系统共用推进剂贮箱。国外也将发射卫星等航天器的运载火箭称为航天助推器，将多级火箭的第一级称为助推级，有时还将第一级发动机称为助推器。

（撰写：马金涛　审订：朱森元）

zhutuiqi huishou

助推器回收 booster recovery　航天运载器的助推器工作结束并分离后，采用一定技术手段使其无损着陆(着水)而回收的过程。助推器是航天运载器的下面级，回收它的目的一般是供重复使用。实现其回收的技术为助推器回收技术。助推器的工作大都在地球稠密大气层中结束，利用空气动力对其进行减速是最经济有效的方案。例如，美国航天飞机助推器结构质量高达85.7 t，回收时首先利用其自身阻力特征，通过大迎角回落使其减速，然后通过抛掉助推器端头帽拉出引导伞，再依次打开减速伞、主伞，直至以安全速度着陆(着水)(见图)。欧洲空间局也成功地为“阿里安”5运载火箭助推器研制了回收系统，其回收质量为40 t。



美国航天飞机助推器回收程序示意图

（撰写：陈国良　审订：李大耀）

zhutuiqi lianjie jiesuo fenli jigou

助推器连接解锁分离机构 booster separation device 运载火箭上具有对助推器连接解锁分离功能的机构。它由连接解锁机构和分离推动装置等组成。连接解锁机构可用张紧螺母和爆炸螺栓。用张紧螺母（见图1）将助推器的上、下球头栓拧紧在芯级的球头座上，与芯级紧固连接（如助推器连接支撑为承力凹块，则用有足够承载能力的爆炸螺栓与芯级的承力

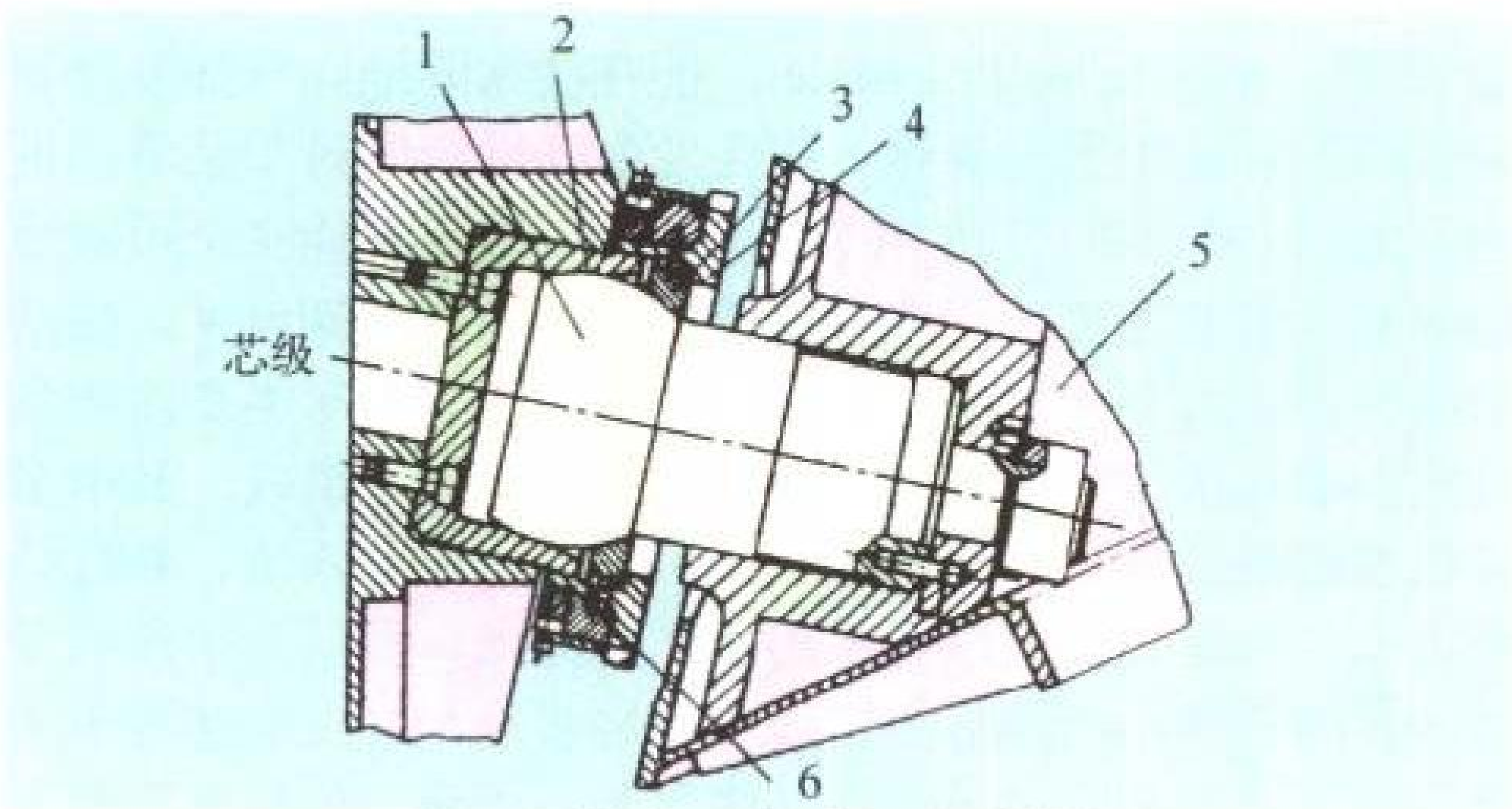


图1 助推器下球头栓张紧螺母

1—球头栓；2—球头座；3—夹块；4—张紧螺母；5—助推器下部对接构件；6—炸药索

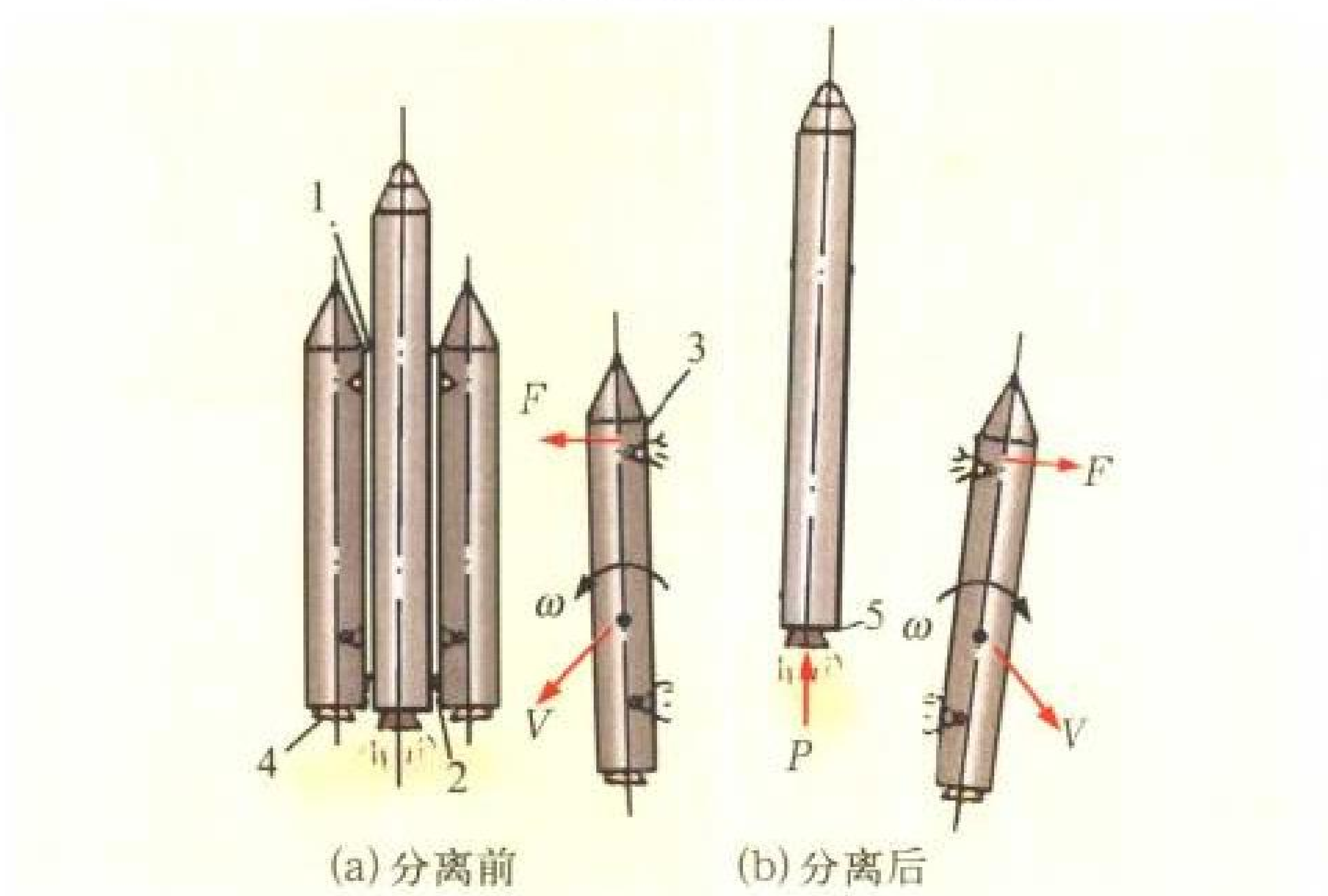


图2 采用分离火箭的助推器分离

1—上接头；2—下接头；3—分离火箭；4—助推器发动机；5—芯级发动机；P—芯级发动机推力；F—分离火箭侧向力；ω—助推器分离角速度；V—助推器相对分离速度

凸块连接），并用装有爆炸螺栓的撑杆在芯级和助推器之间连接支撑。分离时张紧螺母削弱槽的塑性炸药圈或炸药索引爆，炸断螺母，松开夹块，同时爆炸螺栓引爆断开撑杆，使助推器解锁，与芯级分开。分离推动装置一般用压缩螺旋弹簧推杆和侧推固体火箭（安装在助推器上），此外还可用助推器推进剂贮箱排出的增压气体产生的侧向推力。助推器解锁后，在侧向推力作用下被抛离芯级。弹簧推杆和侧推固体火箭具有可靠性高和安装使用方便等优点，广泛用于助推器的分离。

（撰写：谭宗愚 审订：刘宝镛）

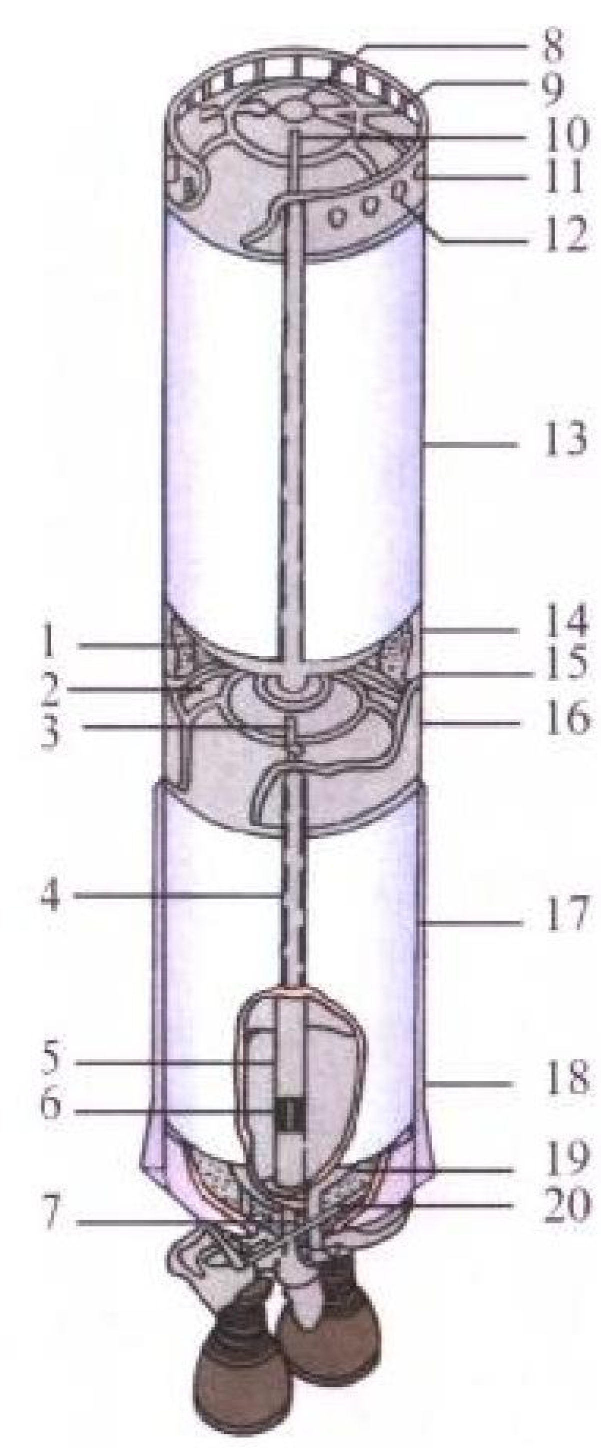
zhucun shiyan

贮存试验 storage test 评定产品在贮存期内在贮存环境的温度、湿度作用下其电性能、机械性能是否达到设计贮存可靠性的试验。贮存寿命是导弹武器的设计指标之一。国内贮存试验均采用实际库存方法。如飞航导弹贮存寿命一般在10～15年。进行贮存试验，可准确掌握导弹武器的贮存性能，及时在设计阶段发现薄弱环节，掌握贮存期的故障模式和故障发生时间，及时改进设计和工艺，提高产品可靠性，因此导弹武器产品进行贮存试验是非常必要的。贮存试验通常采用加速贮存试验方法进行。加速贮存试验是用短时间的试验等效于长期贮存的一种试验方法。如加速的倍数为12，则一个月的试验等效于真实存放一年。

（撰写：丁恕海 审订：王文忠）

zhuxiang

贮箱 tank 用于贮存推进剂的箱体。它是液体火箭和导弹的一个重要组成部分。它既是动力系统的一个部件，又可传递载荷。当贮箱的圆柱部分为箭体或弹体的一部分时，即具有这两种功能。早期的贮箱受技术水平的限制多为悬挂式的，仅为单一容器。近期可重复使用单级入轨的飞行器，受气动外形、内部有效空间利用和结构系统优化等的约束，又选用悬挂式贮箱。悬挂式和部分箭／弹体结构式贮箱两者的结构型式差别很大：悬挂式按内压和悬挂点载荷设计和选取其结构型式；部分箭／弹体式的圆柱段部分按轴压、弯矩、剪力等载荷和增压系统所决定的内压联合作用来设计和选取其结构型式，而其底部为内压结构。按推进剂种类可将贮箱分为常温推进剂箱和低温推进剂箱。由于低温推进剂蒸发率和蒸气压梯度高；贮箱外壁的空气会冷凝结冰，导致重量增加；外界热输入会使低温推进剂升温等因素，低温推进剂箱必须采取有效的绝热措施。通常采用复合绝热系统，有安放于内壁的内绝热式和安放于外壁的外绝热式。两者各有其优缺点，需视总体设计要求选定。按推进剂输送方式又可将贮箱分为增压式和挤压式两类：增压式利用增压气体的作用输送推进剂，挤压式则利用金属膜盒的收缩等挤压作用来输送推进剂，主要用于空间失重环境。通常贮箱内还应包含推进剂管理系统（防晃、防旋、供在低重力场下使用的蓄留装置和用于低温推进剂箱液面和内压稳定的消能器）以及输送、增压和排气管路等。



推进剂贮箱示意图

1—氧化剂箱后底；2—燃料箱前底；3—燃料箱自生增压管路；4—外隧道管；5—内隧道管；6—燃料管路；7—氧化剂管路；8—中央顶盖；9—前底；10—氧化剂箱自生增压管路；11—氧化剂箱前裙；12—排焰孔；13—氧化剂箱筒段；14—氧化剂箱后裙；15—对接面；16—燃料箱前裙；17—燃料箱筒段；18—贮箱大梁壁板；19—燃料箱锥形底；20—燃料管路

（撰写：吴德隆 审订：王心清）

zhuanfaqi gonglü

转发器功率 power of transponder 转发器输出的信号功率。这个输出功率值与测量的参考面有关，一般选择在转发器输出多工器输出端口上，也有的选择在发射天线的输入口面上，这两者相差输出馈线的损耗值。卫星通信的输出功率是

微波功率，它是由转发器的功率放大器将变频后的信号放大到规定的电平。转发器输出功率的大小，决定于地面用户的接收电平要求。对于大型地球站，转发器的功率放大器每路输出选择在8 W左右；对于个体接收，特别是移动用户或手持机接收，转发器每路功率放大器输出功率在百瓦量级。转发器功率的大小还与卫星自身的资源，如体积、质量、能源和温度控制特性等有直接的关系。

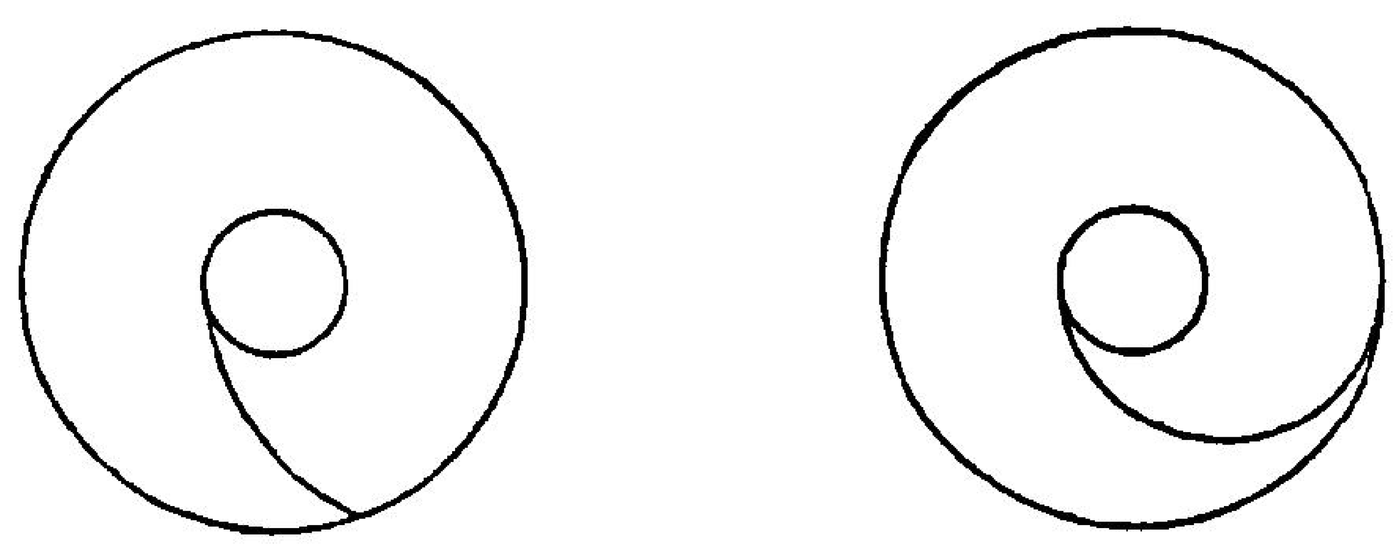
（撰写：陈 豪 审订：谢 军）

zhuanguiche

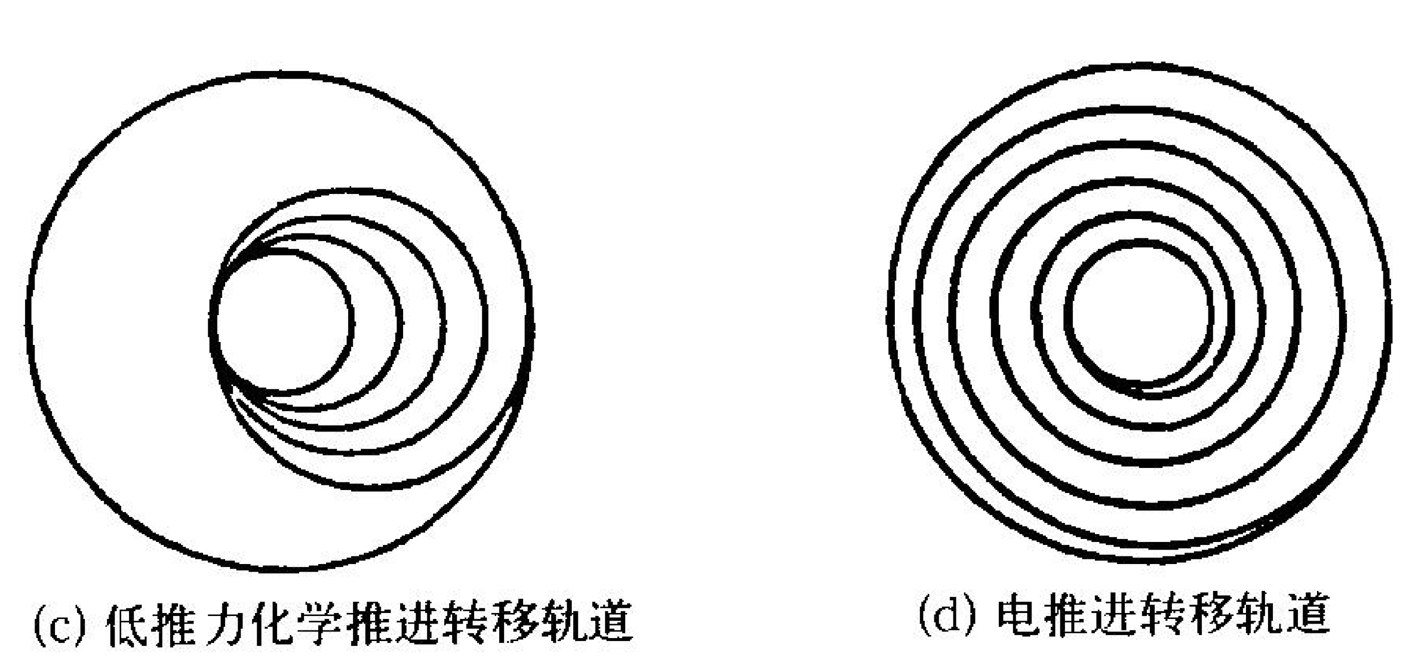
转轨车 shunt vehicle 航天发射场上由不同测试工位向发射工位运输大型活动发射平台的专用车辆。转轨车用于活动发射平台测试工位与发射工位不同轨道间的转载运输。转轨车由车架、走行部、走行控制系统及对准装置组成。它采用与活动发射平台同样的轨距和铁轮，具有载重大、运行稳定和对准精度高等特点。（撰写：刘 民 审订：蔡连贵）

zhuanyi guidao

转移轨道 transfer orbit 又称过渡轨道。航天器从初始轨道或停泊轨道过渡到工作轨道的中间轨道。从地球上发射航天器，除近地卫星外，运载火箭无法直接将航天器送入预定轨道，这时就要借助于转移轨道，将航天器送入预定轨道。转移轨道按形状可分为椭圆形、抛物线形和双曲线形。在两个圆轨道之间，与两个圆轨道都相切的椭圆转移轨道就是经常采用的具有最小能量消耗的霍曼轨道。还有一种适用于低推力（电推进）变轨的螺旋形转移轨道，其加速度十分低（$<0.001g$），可大大降低航天器在轨总质量。转移轨道不是唯一的，从一条轨道变换到另一条轨道可以有多条转移轨道。寻求能量最省的转移轨道是一个理论问题。在转移轨道设计中，需要综合考虑能量消耗、飞行时间、制导精度、测量条件等多方面因素，从各转移轨道中选择一条符合实际条件的转移轨道。可供选择的转移轨道如图所示。



(a) 高能转移轨道　(b) 霍曼转移轨道



(c) 低推力化学推进转移轨道　(d) 电推进转移轨道

可供选择的转移轨道

（撰写：范秦鸿 审订：张荣保）

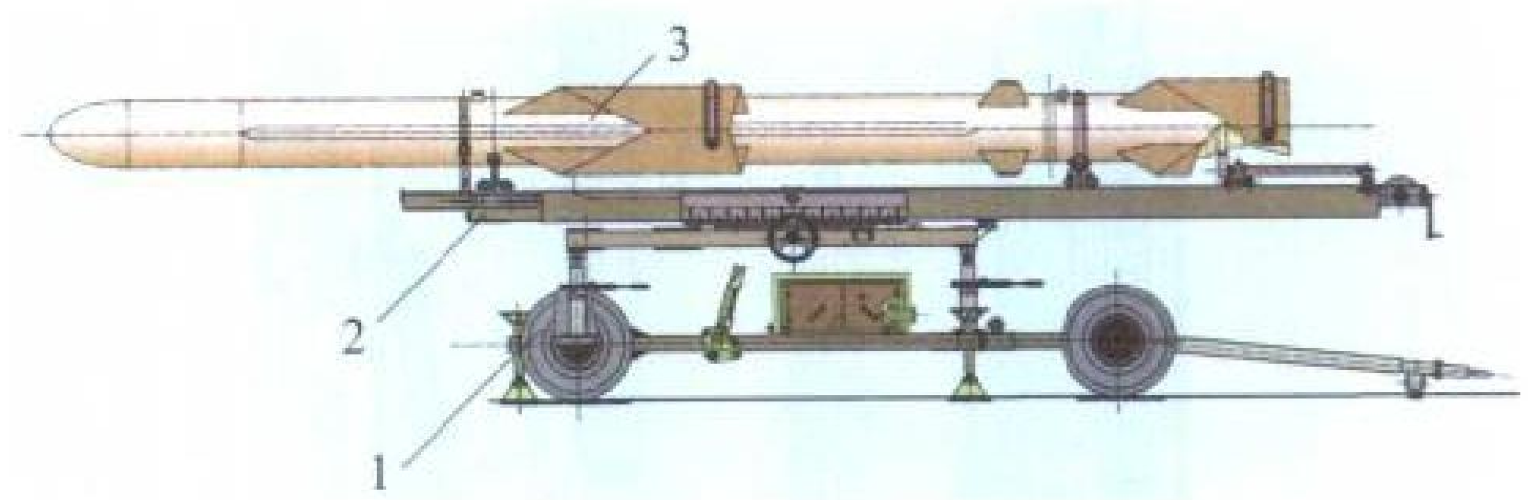
zhuanzaijian

转载间 transfer room 用于将箭体、航天器和有效载荷等产品由一种设备转载到另一种设备上的专用工作间。根据工作流程和用途，航天发射场可设一个或多个转载间。通常有将运载火箭箭体、航天器和整流罩等从铁路运输车上转载到公路运输车或支架车上的转载间，也有将组装好的航天器放置在气垫车上并转载到公路运输车上的转载间。在转载间也可完成与以上工作程序相反的工作。

（撰写：赵连贵 审订：周载学）

zhuangdanche

装弹车 missile loading trailer 能在技术阵地向导弹发射箱装填导弹和从中退出导弹，或在发射阵地为发射车装填和更换发射箱（或导弹）的专用车辆（见图）。装弹车能安全可靠地向舰载发射装置或车载发射装置或飞机挂架装卸导弹。按动力携带方式可分为机动式和牵引式两种。装弹车主要由底盘总成、多自由度调整装置、装填机构和托架等组成。其中多自由度调整装置和装填机构一般采用液压传动系统，具有装填力大、行程长和可以远距离操作等优点。目前几乎所有型号导弹的武器系统都应用了技术阵地装弹车，飞机挂弹车主要应用于空舰和空地导弹的某些型号。还有一种具有支承车功能的装弹车，又称支承装弹车。其作业地点在技术阵地，操作时首先采用机械或液压动力去展开装填梁，然后在装填梁上分别吊装放置发射箱和导弹，最后通过简单的调整即可完成装、退导弹任务。从应用前景来看，支承装弹车将是技术阵地装弹车的发展方向。



装弹车外形图

1—底盘；2—上装；3—导弹

（撰写：陈忠发 审订：曾智勇）

zhuangtian midu

装填密度 loading density 又称体积装填分数。它是燃烧室中药柱体积与燃烧室有效容积（不计内绝热层、衬层和喷管潜入部分所占容积）之比。它可用下式表示

$$\eta_{iv}=V_{gr}/V_{cef}$$

式中 η_{iv}为装填密度；V_{gr}为药柱体积；V_{cef}为燃烧室壳体有效容积。η_{iv}用来衡量燃烧室空间的利用程度，是评定装药设计品质的重要指标之一。在满足推力方案要求的前提下，要力求有较高的装填密度。对于端面燃烧的药柱，装填密度可以很高，接近1，但其燃面较小，故只能实现较小的推力。对内孔燃烧的药柱，它既受通气参量κ值与喉通比J值的限制，又与药形选择密切相关。η_{iv}与J值的关系可用下式近似表示

$$\eta_{iv}\leqslant 1-d_t^2/(D_{gr}^2 J)$$

$$J=A_t/A_p$$

$$\kappa=A_b/A_p$$

式中 d_t为喷管喉径；D_{gr}为药柱外径；A_t为喷管喉部截面积；A_b为药柱燃烧面积；A_p为药柱通道面积。η_{iv}随J值和κ值的增加而提高，但过高的J值（$J\geqslant 0.4$）和κ值会使初始压强出现明显的侵蚀效应，因此在允许的J值和κ值条件下存在一个η_{iv}的最大值。η_{iv}与药柱形状的关系是，对车轮形药

型 $\eta_{iv} \leqslant 0.70$，星孔药型 η_{iv} 为0.85～0.85，翼柱形药型 η_{iv} 为0.85～0.95。（撰写：黄祖蔺　审订：刘竞生）

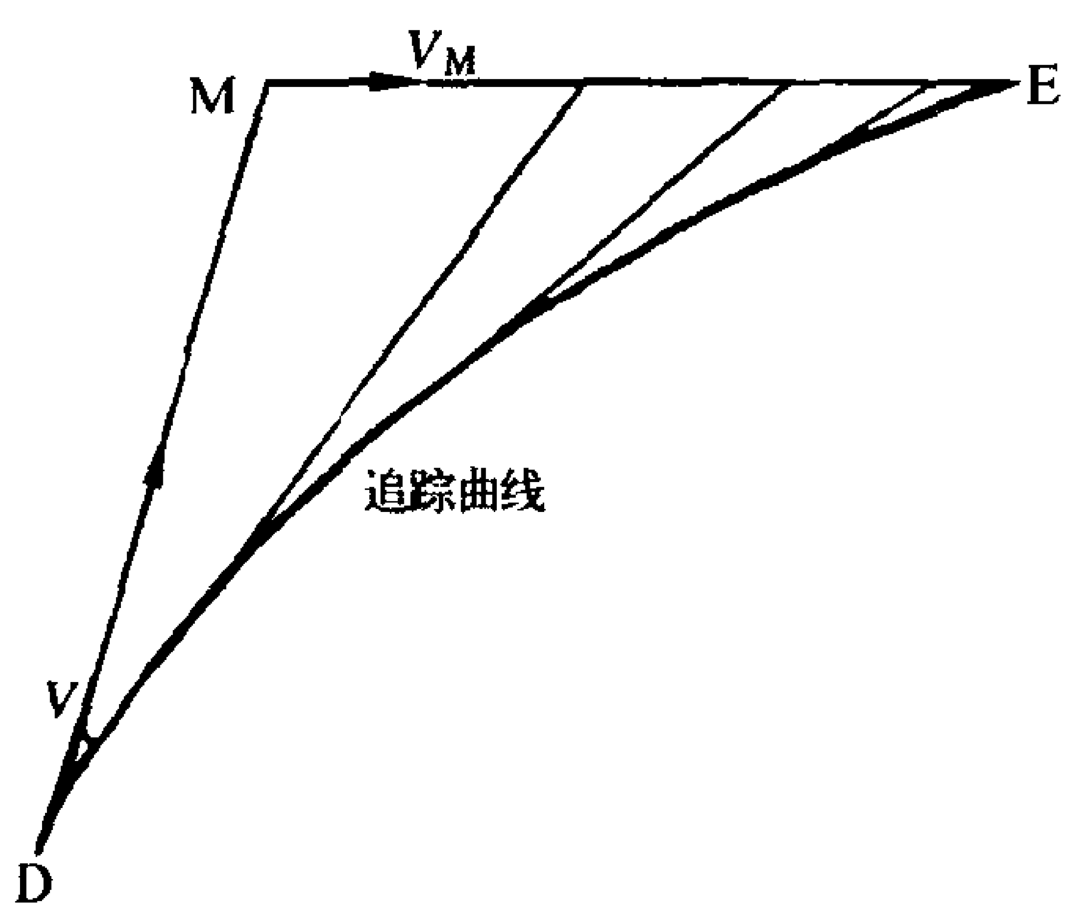
zhuangtiantong

装填筒　loading container　将导弹沿垂直导向装入导弹发射筒内或将导弹垂直地从发射筒内退出的筒形装置。它由提升机、导向机构和带有导向槽的筒体组成。提升机与筒体相连。导向机构在筒体内，上端与提升机吊耳相连。导弹装填程序是：(1) 把导弹装入装填筒内，导弹头部与导向机构下端相连；(2) 用两台吊车把装填筒水平吊起翻转成垂直状态并与发射筒相连；(3) 操作提升机将导弹装入发射筒内；(4) 解脱导向机构与导弹头部的连接；(5) 解脱装填筒与发射筒的连接；(6) 用吊车把装填筒吊离发射筒，完成装弹任务。退弹程序是：(1) 两台吊车把装填筒水平吊起翻转成垂直状态并与发射筒相连；(2) 操作提升机，下放导向机构；(3) 导向机构下端与导弹头部相连；(4) 提升机提升导弹；(5) 发射筒底部充气；(6) 把导弹提升到筒体内，提升到位后，解脱装填筒与发射筒的连接；(7) 将装填筒吊离发射筒，完成退弹任务。装填筒一般用于装退潜地导弹。

（撰写：吴虎根　审订：蔡连贵）

zhuizongfa

追踪法　pursuit method　又称零前置角导引法。导弹速度矢量始终指向目标的导引方法。采用追踪法攻击活动目标时，导弹的相对速度矢量总是落后于目标瞄准线，弹道需要过载较大。特别是迎击时过载极大，故只能尾追攻击目标。在速度比小于1时追不上目标；在速度比大于2时，在接近目标时法向过载趋于无穷大。因此，追踪法虽制导系统简单，但很少采用。



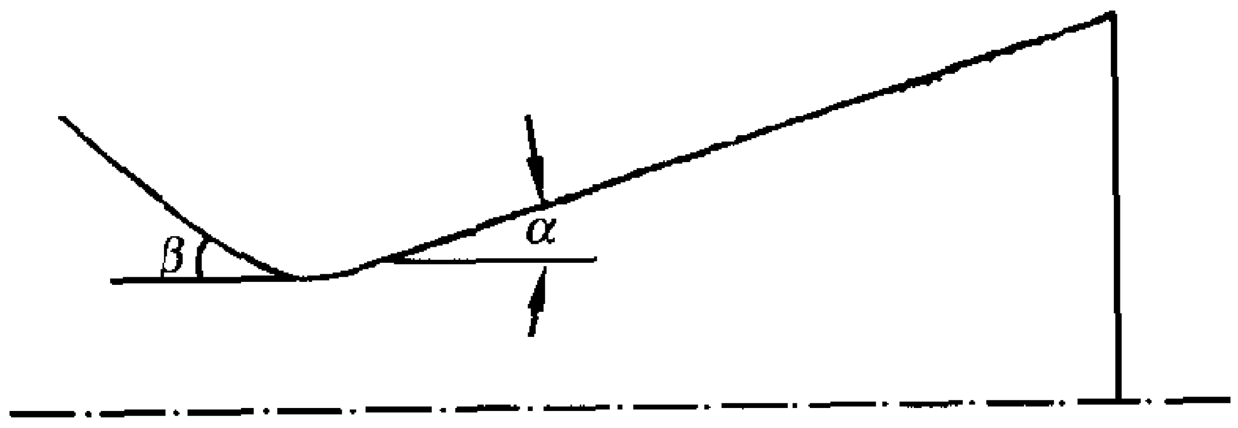
追踪法示意图

D—导弹；M—目标；E—遭遇点；V—导弹速度；V_M—目标速度

（撰写：羌锷　成楚之　审订：彭冠一）

zhuixing penguan

锥形喷管　conical nozzle　喷管收敛段和扩张段内型面为直锥形的喷管。在大多数情况下，主要指扩张段是直锥形的喷管。其主要结构参数为收敛半角β和扩张半角α。火箭发动机的β角约为30°～60°，α角约为12°～20°。15°扩张半角的锥形喷管常选为标准的锥形喷管，可较好地协调质量与长度和性能间的矛盾。与钟形喷管相比，其优点是结构简单、设计加工方便，缺点是在相同出口扩张角下尺寸、质量大，在相同长度下喷管效率低，效率一般为0.93～0.97。锥形喷管一般在小型火箭发动机和试验火箭发动机上得到广泛应用，而大、中型火箭发动机一般用钟形喷管。



超声速锥形喷管

（撰写：王树声　仲瑞昌　审订：黄坚定）

zhuolu chongji guozai

着陆冲击过载　landing impact load　物体以一定速度接地时，由于运动速度骤然消失而产生的冲击力。着陆冲击过载的大小可用下式表示

$$G=\frac{V^2}{2gS}$$

式中 G为着陆冲击过载系数，是重力加速度的倍数；V为着陆速度(m/s)；S为缓冲距离(m)；g为重力加速度(m/s^2)。航天中根据着陆方式不同可分为跳伞着陆和人—舱系统着陆。跳伞着陆冲击系指利用弹射座椅救生时，航天员乘降落伞以一定速度接地时所产生的冲击力，主要是头—足方向的过载。我国降落伞在零风速时，垂直下降速度为6 m/s，所产生的着陆冲击过载为10～15 g，经历时间为0.02～0.15 s。人—舱系统着陆冲击系指航天员坐在舱内连同座舱利用降落伞落到地面时，舱内航天员所受到的冲击力，航天员采用半仰卧体位，主要是胸—背方向的过载。人—舱系统着陆又有以下3种形式：(1) 硬着陆，着陆冲击过载较大，达10 g；(2) 软着陆，在座舱着陆前启动缓冲火箭，将着陆速度从6～7 m/s降到1 m/s，着陆冲击过载可减小到3～4 g；(3) 水上着陆，座舱溅落在海洋上，着陆冲击过载为6～8 g。

（撰写：蒋昌林　审订：魏金河）

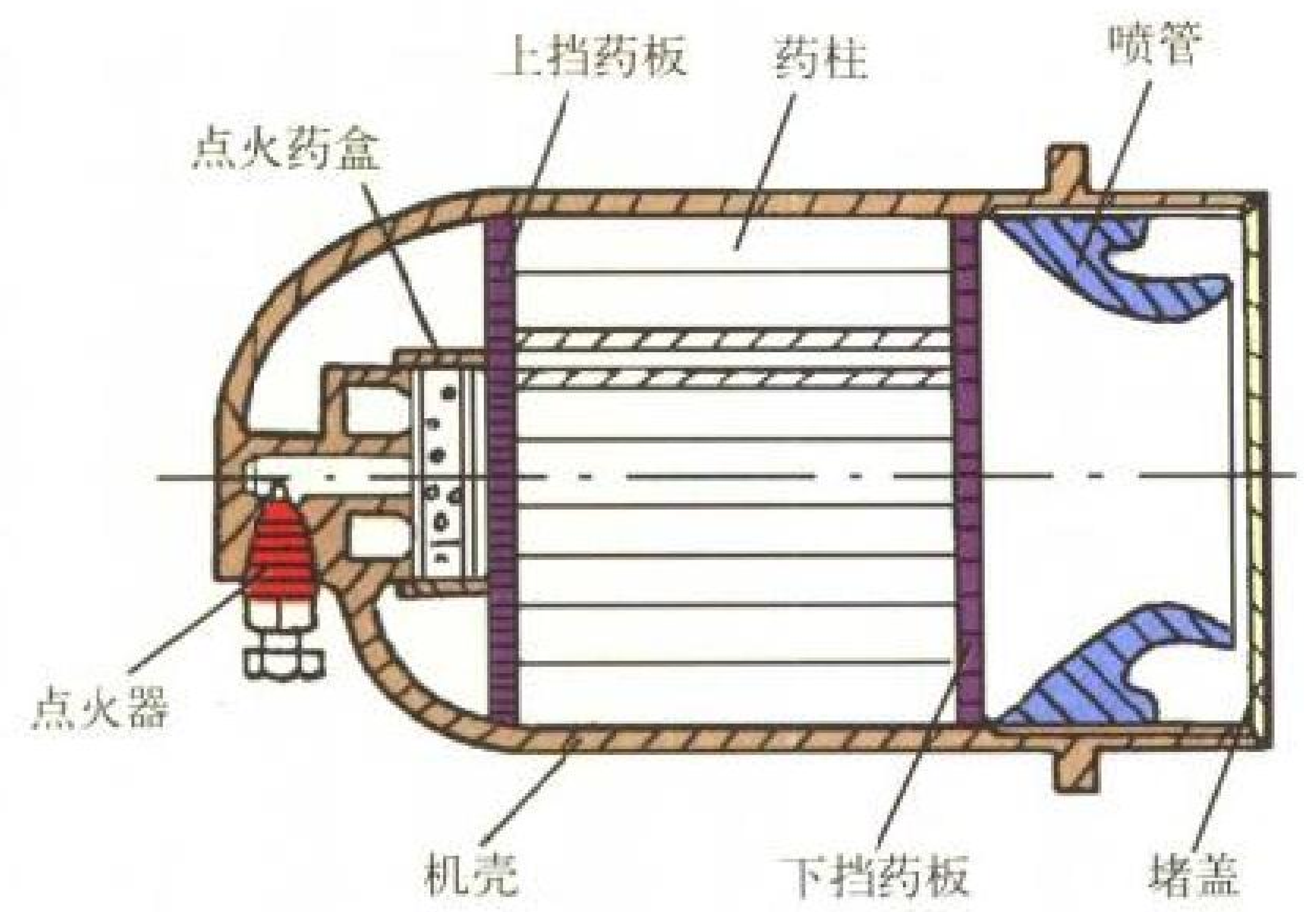
zhuolu chongji naili

着陆冲击耐力　landing impact tolerance　人体对航天返回着陆时冲击过载的耐受力。航天中根据着陆方式不同分为跳伞着陆和人—舱系统着陆。跳伞着陆主要是头—盆方向过载，较大的跳伞着陆冲击过载常发生机体损伤，包括下肢、腰、骨盆和脊柱等部位的关节、韧带扭伤和骨折，以及内脏器官的损伤等。以足及小腿诸骨的损伤作为跳伞着陆冲击的耐力指标，我国目前所采用的耐限为10～15 g，0.02～0.15 s。人—舱系统着陆过程中由于航天员采用半仰卧体位，主要是胸—背方向的过载，随过载值增大胸腹腔脏器受到挤压、牵拉、剪切而产生头胸振痛、背痛、呼吸困难、心率减慢、心律失常、软组织淤血、内脏出血、脑电慢波增多和意识丧失等。目前对人—舱系统着陆冲击时的人体耐限没有明确规定，一般认为人体对30 g，1000 g/s，0.1s的胸—背向冲击尚可耐受。

（撰写：蒋昌林　审订：魏金河）

zhuolu huanchong fadongji

着陆缓冲发动机　impact attenuation rocket motor　用于减小垂直着陆的返回器或进入器着陆速度的火箭发动机。它是一种主动式着陆缓冲装置。例如，当返回器在着陆段乘主伞下降到距地面的某个不大的高度、达到某个不大的速度时，缓冲发动机点火工作，给返回器一个向上的冲量，即使其获得一个向上的速度增量，从而使返回器的垂直着陆速度降低



前苏联／俄罗斯“联盟号”飞船缓冲发动机示意图

到相当小的数值。着陆缓冲火箭发动机的主要特点是其缓冲(制动)行程相当大和比能量显著地高于其他种类的缓冲装置，这些特点对于载人飞船返回舱的着陆是非常重要的。在返回器质量很大的情况下，合理使用缓冲发动机可以明显地减小主伞伞衣面积，从而降低降落伞系统的质量。20世纪60年代初，美国在“双子星座号”飞船计划中曾开展“活动帆片伞—缓冲发动机”系统的研制。该缓冲发动机采用双推力固体发动机，其推力—时间曲线分为两个阶段：第一阶段是高推力阶段，拟将返回器的下降速度降低到设计值；第二阶段为低推力或保持阶段，拟将返回器的下降速度维持在已达到的低速度，直至着陆。前苏联／俄罗斯“联盟号”飞船返回舱底部安装了6台相同的多喷管固体发动机。该返回舱乘主伞下降时，4台缓冲发动机点火工作；在应急工作情况下，切换至备份降落伞系统工作；着陆前6台缓冲发动机全部工作。

(撰写：沈祖炜　审订：李大耀)

zhuolu huanchong zhuangzhi

着陆缓冲装置　landing impact attenuation device　用来明显地降低返回器或进入器着陆冲击过载(或冲击力)峰值的装置。按有无动力分为两类：一类为带有动力的主动式缓冲装置，用以减小着陆瞬时的垂直着陆速度，如着陆缓冲火箭发动机；另一类为不带动力的被动式缓冲装置，通过缓冲物变形来吸收着陆撞击能量以减小被保护物所受到的实际着陆撞击能量或减小被保护物对着陆冲击力响应的量值，如泡沫塑料、蜂窝结构、缓冲气囊、机械式缓冲装置等。为了达到理想的缓冲效果，往往同时采用多种缓冲减震措施，如前苏联／俄罗斯“联盟号”飞船返回舱的着陆缓冲装置包括着陆缓冲发动机和航天员座椅下面的机械式缓冲装置。对于海上溅落的载人飞船返回舱，通常要调整返回舱乘主伞下降时的悬挂姿态，使返回舱底面的锐边首先着水，利用海水的缓冲作用使返回舱着水冲击过载峰值大为减小，同时辅以航天员座椅下的缓冲机构，达到安全溅落的目的。

(撰写：沈祖炜　审订：李大耀)

zitai kongzhi fadongji

姿态控制发动机　attitude control engine　简称姿控发动机。对运载火箭末级、导弹弹头和各类航天器进行姿态控制的小推力火箭发动机组(通常为6台或8台)。此类发动机的推力范围很广(0.02～2000 N)；能脉冲式工作，起动次数可多达数十万次，最小脉冲宽度为几毫秒；总工作时间(工作时间与间歇时间的总和)可长达5～10年。整个推进系统通常由一套增压系统、贮箱和几组不同推力的发动机组成。按液体推进剂的组元数目可分为单组元和双组元推进剂姿态控制发动机。

单组元推进剂姿态控制发动机早期使用过氧化氢为推进剂，但由于其比冲较低(约1500 N · s/kg)，后逐渐为肼所取代。目前常用的是肼催化分解发动机。该发动机推力室内装有含铱基活性材料的催化剂。肼进入推力室后经过催化分解生成高温气体，从喷管排出产生推力，比冲为2158～2256 N · s/kg。催化剂工作一段时间后逐渐损耗，活性降低，会影响发动机性能，因此催化分解发动机的寿命有一定限制。另一种是电热肼分解发动机。它利用电加热使肼在870～980 ℃的高温室分解，生成高温气体，从喷管排出产生推力。这种发动机和催化分解发动机相比，避免了使用催化剂所带来的问题，工作寿命长，但受电功率的限制，仅适用于微推力(小于1 N)发动机。利用电热提高肼分解所生成的气体的温度，可以提高发动机的比冲，减小肼的流量，延长飞行器的工作寿命。肼的冰点为1.4 ℃，在低温环境下工作时必须对肼分解发动机采取温度控制措施。在肼内加入合适的添加剂可以降低肼的冰点，提高发动机的使用性能。

双组元推进剂姿态控制发动机工作原理与一般的挤压式液体火箭发动机相同，经常使用自燃推进剂，如四氧化二氮和肼类燃料(一甲基肼、偏二甲肼和肼)。这种发动机的性能好，比冲大于2845 N · s/kg，工作寿命长，反应速度快。

由于姿态控制发动机在失重条件下工作，贮箱内的推进剂会产生悬浮运动，并与增压气体相混合，以致影响发动机的正常工作。通常在贮箱内采用柔性胶囊、金属波纹管、金属隔膜或表面张力网等，将推进剂与增压气体隔开，使增压气体通过胶囊或波纹管等挤压推进剂。

除液体推进剂姿态控制发动机外，还有采用冷气喷管和热气喷管作为动力源的，但它们仅适用于推力小于20 N和总冲量小于5000 N · s的航天器。冷气喷管的工作介质是惰性气体，系统简单，但性能低，比冲仅638～736 N · s/kg。热气喷管的工作介质是加热的惰性气体及主发动机燃气发生器或固体火药产生的燃气等，比冲约为980～1960 N · s/kg。

(撰写：金贵全　审订：朱森元)

zitai kongzhi ruanjian

姿态控制软件　attitude control software　数字式姿态控制系统中按一定的控制规律对各姿态信号和制导指令进行运算、综合并输出控制信号的软件。它属于嵌入式实时控制软件，一般与制导计算软件和时序控制软件等组合成完整的飞行控制软件，由综合主软件进行调度管理，在弹／箭载计算机中运行。姿态控制软件主要完成姿态信号的采样与转换、系统增益的实时补偿、数字校正网络差分方程的计算、导引信号的滤波与综合、非线性控制规律的计算以及控制信号的输出等功能。随着飞行时间或飞行状态的变化，姿态控制软件中所用的控制规律和控制参数也相应地改变。姿态控制软件的采样周期和计算字长要根据系统控制频带(满足采样定理)、计算机运算速度、保持器特性及计算量化误差要求等选定。随着计算机技术的发展，姿态控制软件的编程语言逐步由汇编语言向高级语言发展，为实现复杂控制规律，尤其是非线性控制和冗余系统的故障判别及信息重构提供了良好的条件，使得数字式姿态控制系统相对于模拟式姿态控制系统具有了更大的灵活性和优越性。为提高软件的可靠性，甚至可采用多版本软件冗余设计。姿态控制软件的开发采取工程化设计

和管理方法，一般要经过需求分析、概要设计、详细设计、编程实现及确认测试等阶段。（撰写：肖利红　审订：杨德生）

zitai tiaozheng

姿态调整　attitude trim　改变航天器原有的姿态，使之满足特定要求的过程。航天器在变轨或进行某项活动时需要特定的姿态，所以必须对原有姿态作适当的调整。姿态调整是通过姿态控制系统进行的。姿态控制系统由姿态敏感器、控制器和执行机构组成。敏感器的功能是测量航天器与参照体系之间的相对姿态；控制器的功能是将敏感器测得的姿态与要求的姿态进行比较，求得姿态调整量，形成控制指令，并输往执行机构；执行机构的功能是产生控制力矩，并按照控制器的指令使航天器绕质心转动，最终达到所需要的姿态。

（撰写：陈国华　审订：余梦伦）

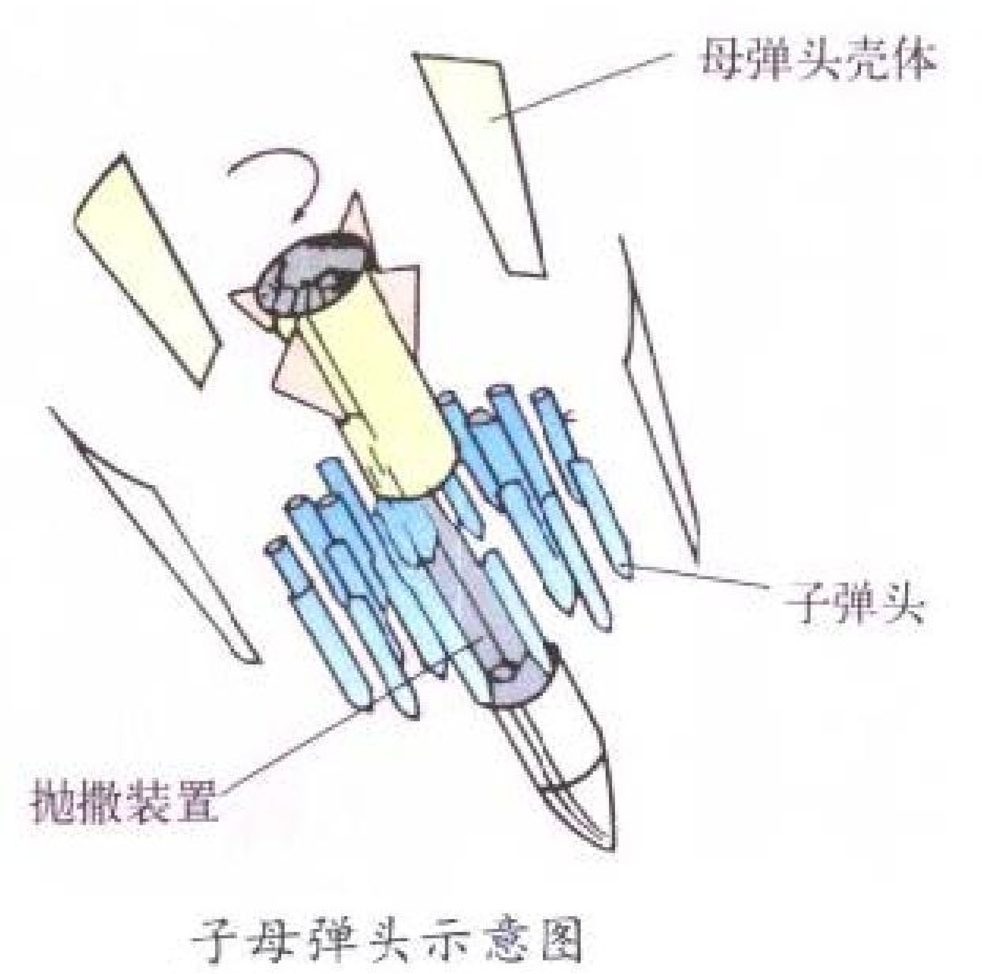
zidan paosaqi

子弹抛撒器　submunition dispenser　一种集束战斗部子战斗部的抛射装置。有爆发式和管式两种。子战斗部沿导弹纵轴或垂直于导弹纵轴方向抛射。在反跑道集束战斗部中，子战斗部抛撒器是一种辐射状多管组合装置。子战斗部在抛射管内沿与导弹纵轴垂直的方向，按不同的径向角度抛出，这样才能使子战斗部在跑道面的纵向和横向按设计的特征散布，以便达到对跑道所要求的封锁概率。

（撰写：凌玉昆　审订：王德基）

zimu dantou

子母弹头　cluster warhead　装有多个同类型或不同类型子弹头的弹头。子弹头可以装有制导系统，也可以不带制导系统。导弹或可分离的子母弹头飞行到预定地点时，按弹上指令切割开弹头壳体，然后由抛撒装置将子弹头以适当的速度和方向抛出。子母弹头用于大面积的杀伤，可破坏空中或地面目标。它的杀伤效率取决于子弹头的数量、威力、命中精度和抛撒状态（高度、速度和分布区域）。抛撒装置可以是强迫型（使用炸药和高压气体），也可以是利用来流动压的空气动力型。



子母弹头示意图

（撰写：于德滨　审订：薛成位）

ziwai fuzhao shiyan

紫外辐照试验　ultraviolet radiation test　考核航天器上使用的材料、器件承受太阳紫外辐照环境能力的地面模拟试验。太阳辐照紫外谱段能量只占总能量9%左右，但它对航天器材料、元器件，特别是外露部件的环境效应是不能忽视的。太阳紫外谱段对航天器的环境效应主要有两种：(1) 光化学效应：效应大小取决于紫外辐照的积分能量，即辐照度和辐照时间的乘积。这一效应使光学玻璃、太阳电池盖板和甲基异丙烯窗口等的光学性能改变，使有机材料蜕变。(2) 光量子效应：效应大小与波长有关，即与光子能量有关，在远紫外和极紫外谱段，这种效应特别明显。这一效应引起金属材料、合金和半导体等的性能改变，使航天器表面带电，影响航天器性能，甚至导致失效。紫外辐照试验一般将样品放在真空室中的试验平台上。紫外光源（汞氙灯和氘灯）通过光学系统和真空窗口照射样品（近紫外谱段）。在真空紫外谱段试验时，需将紫外光源放入真空室。在辐照的同时，原位测试样品的特征参数。一般紫外辐照试验都采用加速试验。在近紫外谱段加速试验时，由于该谱段还有热效应，加速倍率一般取5～10倍。

（撰写：郑保熹　审订：臧友竹）

ziwai minganqi

紫外敏感器　ultraviolet attitude sensor　在紫外波段通过对天体的观测获得航天器姿态信息的传感器。紫外敏感器的工作波段一般选在对地球和恒星观测均较为有利的260～300 nm。它可以同时观测多个天体目标，能够提供三轴的航天器姿态信息。它的优点是体积和质量小；无可动机构，利于长期运行；具有多种敏感器的功能。它将来极有可能取代用于航天器姿态测量的地球敏感器、太阳敏感器和星敏感器，成为航天器姿态测量的主要敏感器。

（撰写：蔡伟　审订：潘科炎）

ziwai tianwen guance

紫外天文观测　ultraviolet astronomical observation　通过电磁辐射的紫外波段对天体进行的观测。紫外波段介于可见光和X射线之间，其波长在100～400 nm范围。为了避开地球大气对小于300 nm紫外辐射的吸收，紫外天文观测多在高空气球、火箭和卫星上进行。第一颗天文卫星、美国1960年发射的"太阳辐射监测卫星"1号，对太阳的紫外辐射通量进行了测量。从那时以来，许多天文卫星上都装有紫外探测仪器，如"哈勃"空间望远镜；同时还发射了多颗专门进行紫外探测的卫星，如"国际紫外探测者"和"远紫外探测者"等。这些卫星上分别装有太阳紫外光度计、太阳紫外多普勒照相机、紫外扫描分光光度计、紫外光谱仪、远紫外太空望远镜和戈达德高分辨率紫外摄谱仪等多种紫外探测仪器。对于太阳观测，获得了太阳紫外辐射通量、太阳紫外光谱和太阳紫外单色像等丰富的观测资料。对于非太阳观测，获得了大量天体的紫外光谱、图像和数据，如发现了早型星、白矮星和行星状星云中心星等许多强紫外辐射天体。根据这些观测结果编制了紫外星表，表中列出了紫外星等、恒星位置、光谱型等内容。紫外天文观测为人类认识宇宙提供了新的窗口。随着空间探测技术的发展，紫外天文观测已取得了丰硕的成果，并已发展成为空间天文学的一个分支——紫外天文学。

（撰写：张仲谋　审订：都亨）

ziwai tianwenxue

紫外天文学　ultraviolet astronomy　通过电磁波的紫外波段研究天体的一门天文学科。紫外天文学研究的是地面上无法观测到的紫外波段，即波长小于300 nm的紫外区，其中200～300 nm范围可用高空气球进行观测；200 nm以下则必须用火箭或卫星进行观测；而波长小于91.2 nm的区域，由于星际气体吸收只限于用来对太阳系内的天体作研究。元素

的中性和电离态的共振多半发生在紫外区，因此紫外天文学对天体的物态和化学组成的研究十分重要。对于太阳，它能为色球与日冕过渡区和耀斑活动的研究提供极有价值的信息。对于太阳系内的行星和彗星等天体，通过对它们的紫外区光谱、反射率和散射的观测，特别有助于确定它们的大气组成和建立大气模型。对于恒星，不仅对早型星、白矮星和行星状星云的中心星等紫外辐射特别强的天体有重要意义，而且对于晚型星，其重要性也和太阳类似，是研究恒星色球和星冕及二者之间的过渡层必不可少的手段。现有紫外观测资料表明，它对于星际物质，包括星际尘埃和星际气体的研究有着特殊的意义。对于星系，则由于它们有强的紫外辐射和大的红移，因此可以避开星际氢对 Lα 线的严重吸收，并打破 91.2 nm 的禁区而提供重要信息。

（撰写：孔克典　审订：古士芬　都　亨）

zidaodan

自导弹　missile for homing phase test　主要用于考验导弹飞行弹道中自导段性能的试验弹。自导弹是在自控弹的基础上增加自动导引系统形成的。根据作战的目标特性，可选用雷达导引头、红外导引头、电视导引头、景像匹配系统或复合导引头，用以发现和跟踪目标，以引导导弹精确地飞向目标。在自导弹上通常也装上引信系统参加飞行试验。自导弹除了没有战斗部外，导弹的所有分系统已经齐全，所以自导弹阶段是飞航导弹工程研制的最后阶段。除了战斗部的毁伤效果外，导弹的作战性能将在本阶段得到全面考验，随后就转入设计定型阶段。在巡航导弹研制中，自导弹所采用的导引头采用景像匹配系统，利用目标区的地物图像特征进行导引定位，以修正弹上控制系统的误差，这种试验弹也称为末制导弹。

（撰写：刘建同　审订：朱　坤）

zidong genzong

自动跟踪　automatic tracking　利用伺服系统或计算机的反馈系统自动实现的对信号或目标的跟踪。根据目标或信号特征不同，有角度、距离、多普勒频率等自动跟踪。根据不同的战术技术要求，通常系统在进行角度和角速度自动跟踪时，还辅以速度或距离自动跟踪。自动跟踪型雷达（或导引头）利用伺服系统或跟踪电路自动跟踪目标回波，并能连续地进行参数测量。　（撰写：吴佩伦　审订：郝祖全）

zidong guangxue duizhun chahe tuoluo dianlianjieqi

自动光学对准插合脱落电连接器　automatic optical aligned mating umbilic connector　利用光学内窥镜装置对导弹、运载火箭或其他武器系统上的电子设备与地面设备进行找正，并进行电路自动连接与脱落的机电元件。这种电连接器由插头和插座两部分组成。插座与导弹相连，插头装在机械手上与地面设备相连。插头内装有微型内窥镜，内窥镜上有“+”字刻线，插座连接面上也有“+”字刻线。插合时，机械手上下左右移动，使插头内窥镜上的“+”字线与插座连接面上的“+”字线重合，然后机械手再向插座平行靠拢，把插头插入插座内。插合到位后，机械手上的作用力即可卸去，插合过程结束。此时，地面设备可通过该插头座对导弹进行测量、控制和供电。脱落时，给插头电磁线圈施加一直流电压或给插头拉杆一个外力作用，插头中的连接机械即自行解锁，然后机械手提供外力将插头拔出，插头与插座脱落，并切断地面电子设备与导弹电子设备之间的电路连接。插头与插座的脱落过程结束后，导弹即可点火发射。

（撰写：徐光熙　审订：许金雨）

zidong guangxue sheji

自动光学设计　automatic optical design　又称像差自动平衡。利用计算机及光学设计软件对光学系统进行的优化设计。自动光学设计按特定的约束条件和评价函数进行校正而不改变已选定的结构形式，只是充分发挥现有结构形式的潜力，使其满足特定约束条件和评价函数的目标值。约束条件一般包括：焦距或放大倍率、相对孔径或入瞳直径或数值孔径、视场角或线视场、工作距离、共轭距离、透镜直径和厚度、系统总长度、各元件的空间位置关系、波段和波长权重、渐晕量和质量等。评价函数可以是光学传递函数、传统几何像差、弥散斑大小、光程差或其他自定义函数。设计中的优化变量可以是全部或部分光学半径、光学厚度、光学玻璃参数、非球面系数和空间位置变量等。

（撰写：孟军和　审订：孙再龙）

zidonghua fangkong zhihui kongzhi xitong

自动化防空指挥控制系统　automatic air defense command and control system　为了消灭面临的空中威胁，进行情报收集、处理、评估及决策支持，实现对防空兵器作战能力的合理应用而建立的自动化系统。它是为了在防空战斗行动计划制定和防空作战过程中自动协调防空系统的各个环节的工作，支持防空指挥员和司令部下定抗击敌人策略的决心并及时有效地使用火力所建立的一整套完整的自动化设施和系统。通常也称为防空指挥、控制、通信和情报（C^3I）系统。广义的防空指挥控制系统包括防空 C^3I 系统、反弹道导弹 C^3I 系统、反卫星 C^3I 系统以及民防系统等。防空指挥控制系统是多层次的，一般可划分为战略防空 C^3I 系统、战术防空 C^3I 系统和兵器控制 C^3I 系统。

自动化防空指挥控制系统由区域或战区防空指挥所、雷达侦察部队指挥所、歼击航空兵指挥所、防空导弹部队指挥所、电子战部队指挥所及相应的通信网络系统组成。自动化防空指挥控制系统的基本任务是制定防空作战计划、对空侦察、防空作战指挥、歼击航空兵指挥引导、防空导弹部队指挥和电子对抗手段的运用等。这种指挥控制系统在计划阶段对敌方空袭武器打击的可能性进行预测，给出己方防空部队部署的建议，对部署的效能进行评估，给出防空雷达设备阵地选择的建议，形成作战文档等；在战斗实施过程中，指挥下属防空部队转入指定的战斗准备状态，通报敌方空袭情况，综合处理防区空情并形成统一信息场，评估防空作战态势，向所属部队和友邻部队通报空情，进行空地火力协调，执行目标分配和火力分配任务，向下级防空部队指示目标，监控防空部队的作战行动，评定作战结果。

（撰写：陈瑞源　审订：徐品高）

zidonghua yunshu zhuangdan fasheche

自动化运输装弹发射车　automatic transporter-loader-launcher　自动化程度较高的，集导弹运输、装弹和发射装置于一体的专用车。除架上在位的导弹外，待装填的导弹存放在车上的弹库内。当需要装填时，弹库盖板自动打开，自动装弹机把导弹升起来并装到发射导轨上。该车适用于质量较轻和尺寸较小的导弹，如美国“小懈树”导弹的发射车。它的装填对接过程全部自动化，有利于降低对操作手的技术水平要求，可

缩短装填时间，并大大减轻操作劳动量和减少操作人数。但该种车辆实现的技术难度大，出现故障时维修困难。

（撰写：李德录　审订：谢建玲　魏其勇）

zidong jiashiyi

自动驾驶仪 autopilot　用来保持导弹等飞行器姿态稳定，并按导引信号控制飞行器飞行轨迹将其引向目标的自动控制装置。它由测量装置（陀螺仪、线性加速度计、高度表等）、综合变换装置及执行机构、敏感元件等组成，用其控制俯仰角、航向角、滚动角和高度等飞行参数，保证导弹等飞行器飞行的操纵性，以及敏感对飞行器有干扰的各种环境参数，确保飞行姿态的稳定性。

伺服机构的输出信号（比如舵偏角或舵偏角速度）与控制信号之间的关系称为自动驾驶仪的调节规律（或称控制规律）。按自动驾驶仪调节规律可分为比例式和积分式等。随着自动控制理论和计算机技术的发展，数字式自动驾驶仪和自适应式自动驾驶仪已经开始得到应用。

（撰写：马宝国　审订：刘坤山）

zidong kongzhi xitong

自动控制系统 automatic control system　在没有人工直接参与的情况下，通过机器的控制使得被控对象的输出变量按照预定的程序或期望的规律变化的系统。按照控制原理的不同，自动控制系统可以分为开环控制系统和闭环控制系统（反馈控制系统）两种。开环控制系统由控制器和被控对象组成，如图1所示。被控对象可以是生产过程或武器装备等。控制器的输入量包括被控对象的运行状态和环境条件以及运行时间等。控制器的输出（控制量）只与控制器的输入有关，与被控对象的输出无关。当被控对象受到外界干扰时，其输出变量往往有较大的变化。因此，开环控制系统的控制精度和抑制外界干扰的能力都比较差，一般用于要求不太高的场合。以可编程逻辑控制器作为控制器的开环控制系统在工程中得到十分广泛的应用。闭环控制系统由测量装置、控制器和被控对象组成，如图2所示。它通过测量装置测量被控对象的输出变量，并输入到控制器，与被控对象的希望值（给定值）进行比较。希望值与测量值间的差称为偏差。控制器根据偏差的大小，按照一定的控制策略确定控制量，以控制被控对象，改变被控对象的输出，使偏差减小，让测量值与希望值尽可能一致。在闭环控制系统中，不管什么原因，只要被控对象的输出偏离希望值，产生偏差，控制器就会自动输出相应的控制量，去消除偏差。因此，该系统具有很好的控制精度和抑制外界干扰的能力。在20世纪50年代末以前，自动控制系统的理论基础是经典控制理论。在这个时期内，控制系统的主要特点是单输入单输出系统。进入20世纪60年代以后，由于航天技术的需要和计算机技术高速发展的推动，使得现代控制理论得到迅猛发展。在现代控制理论的支持下，相继出现了最优控制系统、随机控制系统、自适应控制系统和分布参数控制系统等等。到20世纪末，在人工智能理论的推动下，模糊控制系统、神经网络控制系统及专家控制系统相继产生，并得到广泛的应用。由于计算机技术高速发展的促进，智能控制系统将得到越来越广泛的应用。

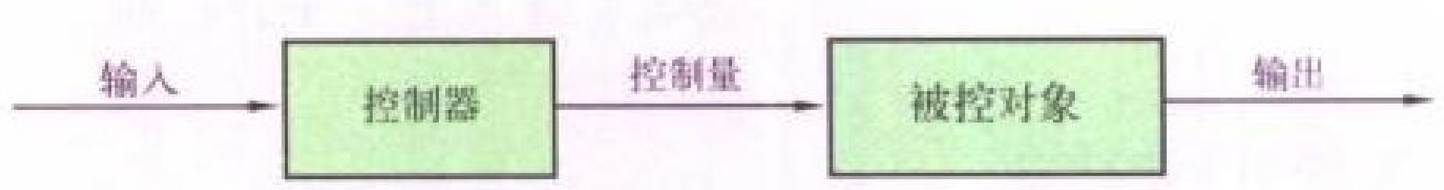


图1 开环控制系统结构图

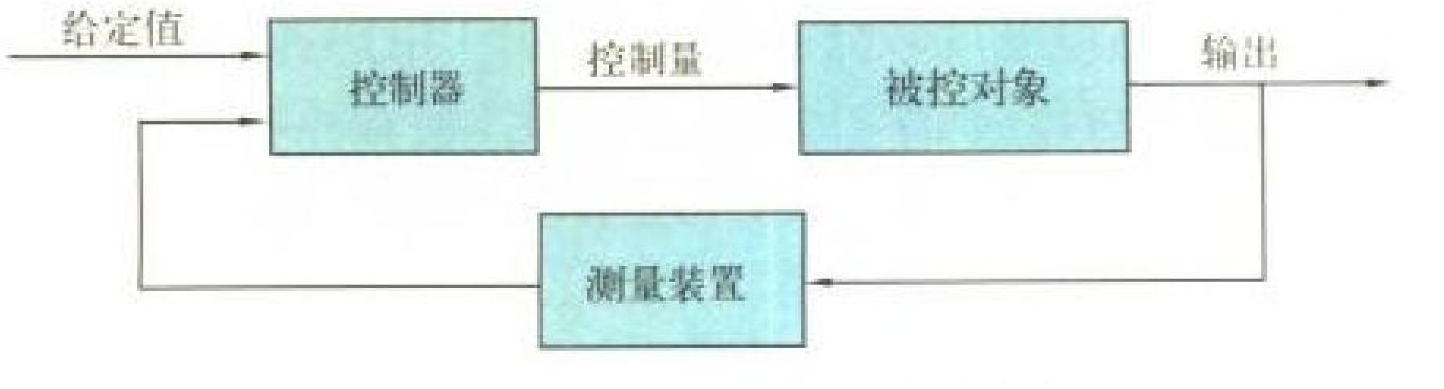


图2 闭环控制系统结构图

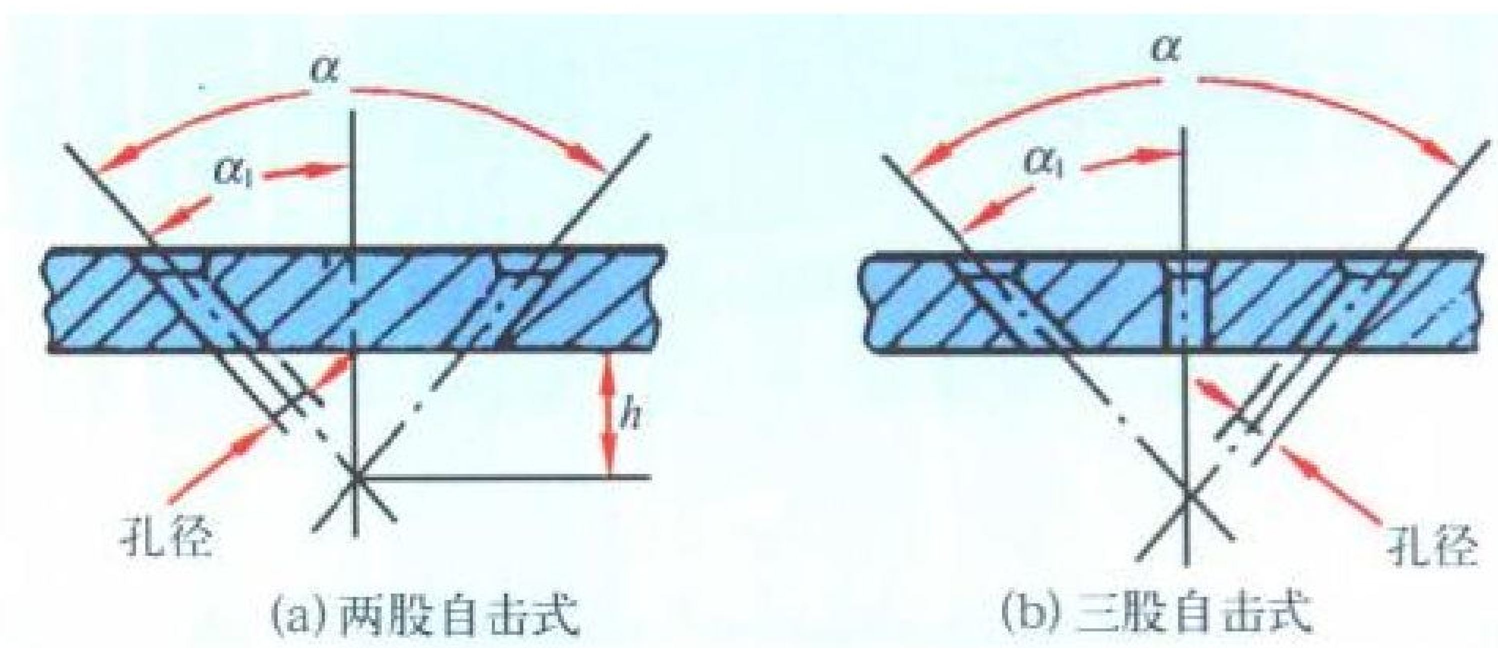
（撰写：钱唯德　审订：王京武）

zihui zhuangzhi

自毁装置 self-destruction device　一种安装在导弹/火箭上，能够按照弹/箭上或地面指令使导弹/火箭自行销毁的安全装置。它是导弹/火箭安全自毁系统的组成部分。为了确保地面上人员和财产的安全，当发射后的导弹/火箭因故障偏离预定弹道不能执行预定任务，并飞出安全管道，危及被保护的地面目标的安全时，由安装于弹上的安全自毁系统的判别装置（或由遥控自毁系统的地面安全控制中心）判定导弹/火箭故障后，自动（或由遥控站）发出指令使导弹/火箭自毁。自毁方式分为爆炸性和非爆炸性两类。多数情况下使用爆炸性自毁装置。这种自毁装置通常由安全引爆机构和爆炸器组成。安全引爆机构一般采用机械保险，当控制器发出引爆指令后，安全引爆机构按程序解除保险并引爆爆炸器。爆炸器多为线形、柱形或盘形，视选择的破坏部位和方式而定。线形爆炸器使用聚能装药，又叫聚能切割索，装在弹身、弹翼或贮箱上；柱形或盘形爆炸器多装于两贮箱箱底之间或共底贮箱共底附近的箱壁处。爆炸器爆炸时切割弹身、弹翼或贮箱，使故障弹在指定地域坠毁或自燃爆炸。有时为了保守雷达和控制系统的技术秘密，要在这些系统中安装自毁装置。这种自毁装置常采用钯锂合金。钯锂合金在额定电流作用下会产生高热而爆炸，毁坏部件。弹头（战斗部）本身的自毁指令直接来自安全自毁系统，其传输线应尽可能保证弹头（战斗部）与弹体同时自毁，或先于弹体自毁。非爆炸性自毁也有多种方式，如控制舵系统使导弹在安全海域入水。（撰写：凌玉昆　刘恒振　审订：王德基）

zijishi penzui

自击式喷嘴 self-impinging injector element　同种推进剂组元两股或两股以上的射流互相撞击的一种喷嘴。它利用射流撞击使推进剂雾化，并改善混合效果。通常的自击式喷嘴各喷孔直径相同，射流轴线在一个平面内。两股射流轴线的夹角称撞击角（α），射流轴线的交点至喷注面的垂直距离称撞击点高度（h）。



自击式喷嘴示意图

（撰写：黄国琸　审订：刘小渝）

zikongdan

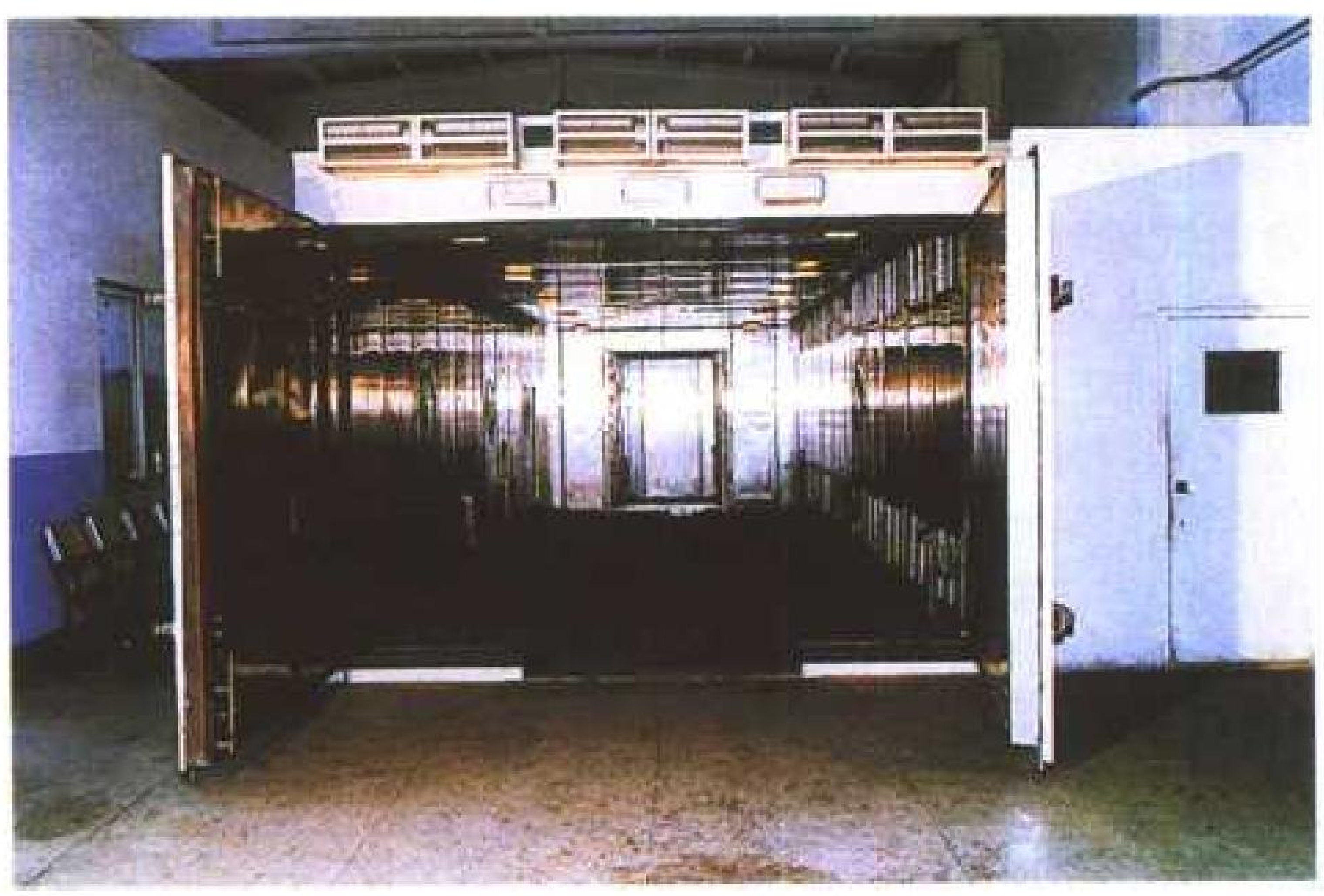
自控弹 missile for autonomous control phase test　主要用于

考验导弹飞行弹道中自控段性能的试验弹。在飞航导弹的工程研制过程中，自控弹的弹体结构、气动外形和发射助推器通常已经通过助推弹的考验。在自控弹阶段，弹上又增加了续航发动机、控制系统和电气系统。根据导弹自控飞行性能和精度需要，控制系统主要有以自动驾驶仪为主的姿态稳定系统和各种类型的惯性导航系统。在自控弹飞行试验中，主要考验导弹在发射启控后的自控飞行性能，包括起飞爬高、下滑平飞和超低空自控飞行性能以及在扇面发射或变仰角发射条件下的自控飞行性能。自控弹没有末制导头，不能捕捉目标，常能完成全动力航程飞行。为了获取试验弹在发射飞行过程中的数据，通常从自控弹开始安装无线电遥测设备。随着导弹技术的发展，自控弹的概念已有较大扩展。在巡航导弹的研制中，在装有发射助推器和巡航发动机的试验弹上，加上飞行稳控设备和配套的电气系统，并装上地形匹配系统，利用飞行中的地形轮廓特征进行导航定位，以修正弹上控制系统的误差，这种试验弹在巡航导弹研制程序中称为中制导弹。

（撰写：刘建同　审订：朱 坤）

ziran huanjing shiyan

自然环境试验　natural environment test　考验产品对自然环境适应性的试验。按照研制程序规定，导弹和配套设备要在作战使用的自然环境下验证其适应性，其中主要的自然环境试验有高温试验、低温试验、温度冲击试验、“三防”（防湿热、防霉菌、防盐雾）试验、淋雨试验、沙尘试验和贮存试验等。这些试验通常在室内模拟环境下进行（见图）。自然环境试验的条件，可以选择单项应力、也可以是几项应力的综合或串联。应根据研制任务书和相关标准确定环境应力的量级和施加的程序与方式。贮存试验用于考验导弹或设备对自然环境的长期适应性，即考验其贮存寿命。这项试验需要的时间很长，常要结合现场使用过程进行试验。随着试验技术的发展，各种自然环境试验正逐步采用“加速”试验技术，以缩短试验周期。



高低温与振动综合环境试验室

（撰写：刘建同　丁恕海　审订：朱 坤　王文忠）

ziran

自燃　spontaneous combustion　由于可燃混合气体（或蒸气）自身热量或与无火花、无火焰的热表面接触，使温度升高，以及化学反应速度急剧增长而引起的着火现象。在燃烧理论中自燃分为热自燃和链自燃两种。热自燃理论认为可燃混合气体化学反应的热量生成速率超过系统的散热速率，从而有过剩的热量加热可燃混合气体，使化学反应随着温度升高而迅速加快，进而使混合气体的温度迅速升高，直至引起混合气体燃烧。链自燃理论认为使化学反应自行加速不一定是依靠热量的积累，而是通过链锁反应，迅速增加活化中心来促使反应不断加速，直至着火燃烧。自燃是一种复杂的化学和物理现象。对可燃混合气体，在发生自燃时总是需达到一定的温度。自燃开始的温度取决于物质的化学和物理性质，也取决于测定自燃的方法和装置。以一定方法测量的自燃温度不一定总是这种物质自燃的最低温度。增加容器尺寸或压强将降低自燃温度。混合气体（或蒸气）在氧中的自燃温度比在空气中的自燃温度要低。在有催化物存在的情况下，自燃温度也会降低。液体火箭发动机可以利用自燃推进剂进行自燃点火。固液火箭发动机也可采用自燃点火燃烧。在有些情况下，会因为不希望发生的自燃而引发事故。

（撰写：黄坚定　审订：刘志武）

ziran dianhuo

自燃点火　spontaneous ignition　推进剂组元进入燃烧室后不需要外界能量，便立刻自行着火的过程。特点是两种推进剂组元的液相化学反应生成的热量，又加热可燃混合气，使其化学反应以指数加速，产生燃烧。自燃点火延迟期小，在燃烧室中推进剂的积存量相对不大，燃气压力峰值相对不高，使起动迅速、平稳、可靠。此外，自燃点火不需要点火装置，发动机结构简单，程序得到简化。　（撰写：王晋之　审订：谢光选）

ziran dianhuo wendu

自燃点火温度　spontaneous ignition temperature　可燃混合物在一定压强和温度环境下，不需外界点火源，自发着火的最低温度。在很多实际情况中，燃料和氧化剂能在迅速混合后导致自发着火，如液体火箭发动机采用的双组元自燃推进剂。在冲压喷气发动机的补燃室中，燃料喷雾的着火也是自发的。自燃点火温度不是可燃混合物的化学物理常数，它不仅与可燃混合物的性质有关，而且与系统容积、表面情况和环境压强等有关。　（撰写：庄逢辰　审订：顾明初）

ziran tuijinji

自燃推进剂　hypergolic propellant　液体氧化剂和液体燃料相互接触后能够自燃的液体火箭推进剂组合。自燃推进剂的氧化剂和燃料分别进入发动机的燃烧室后，经过接触，不需要点火系统即可自动着火。从两个组元接触到着火之间的时间间隔称为自燃延迟期。在使用中要求自燃延迟期短，以防止推进剂过多地积存于发动机燃烧室中，引起硬式起动或爆炸。自燃延迟期的数值随测试方法不同而不同，也随着接触时的压强和温度而变化。四氧化二氮／肼类燃料和硝酸／肼类燃料推进剂都是自燃推进剂。

（撰写：蒋凤翥　审订：胡平信）

ziran weixianxing

自燃危险性　autoignition hazard　固体推进剂在一定条件下自动着火的现象。固体推进剂有热分解现象，并伴随着一定的放热效应。在环境温度较低的情况下，由于散热速率大于放热速率，系统内没有热积聚，因此比较安定。随着环境温度增高，加速了固体推进剂的热分解放热速率，有可能达到或超过散热速率，此时系统内产生热积聚，使推进剂的温度自动升高，直至达到点火温度而自燃。自动着火时的环境温度称为自燃温度。固体推进剂的自燃危险性对其制造加工、贮存运输和应用

环境条件产生重要的影响，是一项十分关键的安全性指标。选用热稳定性好的原材料是降低自燃危险性、保障安全的必要技术措施，以便使推进剂的自燃温度高至足以保证在预期达到的热环境下不会发生自燃。测试自燃温度的仪器有热爆炸（自燃）仪、热爆发点仪和差热仪等。通常以自燃温度高低来比较推进剂的自燃危险性。（撰写：王树声　陈华庭　审订：王北海）

zirunhua jianmo mifeng cailiao

自润滑减磨密封材料 self-lubrication degrinding seal material 一种采用固体自润滑减磨的密封材料。有些运动部件往往需在高温、高速、高真空、强辐射、化学腐蚀等条件下工作，不允许或很难采用油脂润滑，而只能采用固体润滑。固体自润滑材料由多孔骨架和润滑剂组成。多孔骨架包括金属及合金基骨架、陶瓷及金属陶瓷骨架等，应有足够的强度、高的热导率、良好的磨平性、高的抗卡能力及抗腐蚀性能，常用镍-铜-钼系合金等；润滑剂范围较广，主要有石墨、MoS_2、PbO、CaF_2-BaF_2等。自润滑减磨材料的基本工艺是：混料、压制、烧结、加工或在多孔骨架中浸渍熔融的固体润滑剂。

（撰写：仝爱莲　审订：韩鸿硕）

zishiying dianzi duikang jishu

自适应电子对抗技术 adaptive electronic warfare technique 在电子对抗过程中，能在非人工干预下自主适应电子对抗环境的变化，做出有利于本方的调整和转换的电子对抗技术。例如有些雷达中采用频率选择技术，当敌方采用的是窄带阻塞干扰时，雷达可以测出其窄带干扰的带宽，自动转换到其他频率点工作；当敌方采用宽带阻塞式干扰时，雷达可测出其工作带宽和带宽中的最薄弱点，自适应改变频率，或工作在干扰带宽之外，或工作于干扰带宽中的最薄弱点，以求雷达系统能够最大限度地在干扰条件下正常工作。雷达自适应抗干扰技术是雷达自适应对抗技术之一，包括发射机、天线、接收机和信号处理机的自适应抗干扰技术。例如天线的自适应抗干扰技术有自适应旁瓣对消、自适应零点控制、纯相位控制旁瓣技术和自适应数字波束形成等。自适应电子干扰技术包括自适应对准雷达工作频率技术、自适应施放各种形式干扰技术和自适应告警系统等。

（撰写：陆林根　审订：文树梁）

zishiying kongzhi xitong

自适应控制系统 adaptive control system 能连续、实时地辨识对象和环境特性的变化，通过调整装置，在线地自动调整控制器特性，以获得最优性能的系统。这类系统通过测量与对象动态特性有关的输入输出量或直接估计对象参数来实时地了解对象。同时，系统中总是存在一个可调控制器，通

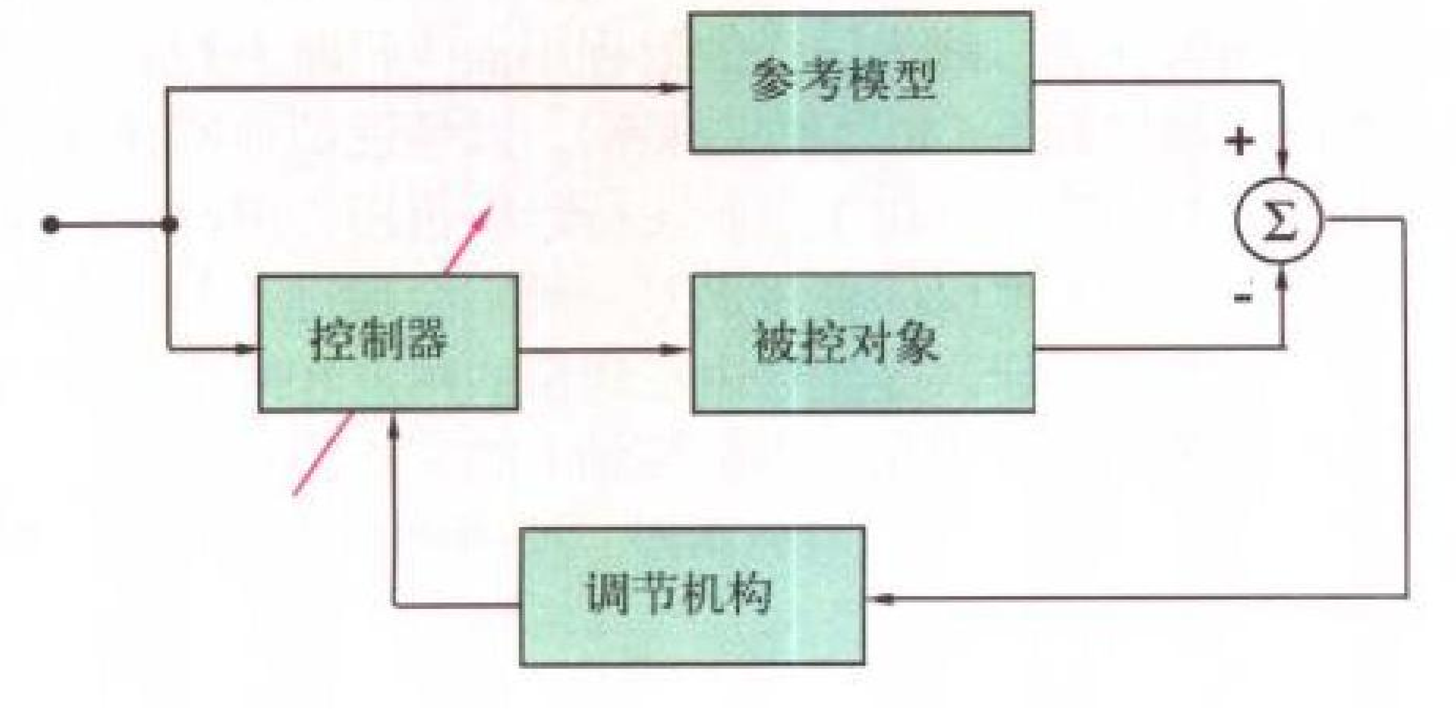


图1 模型参考自适应控制系统

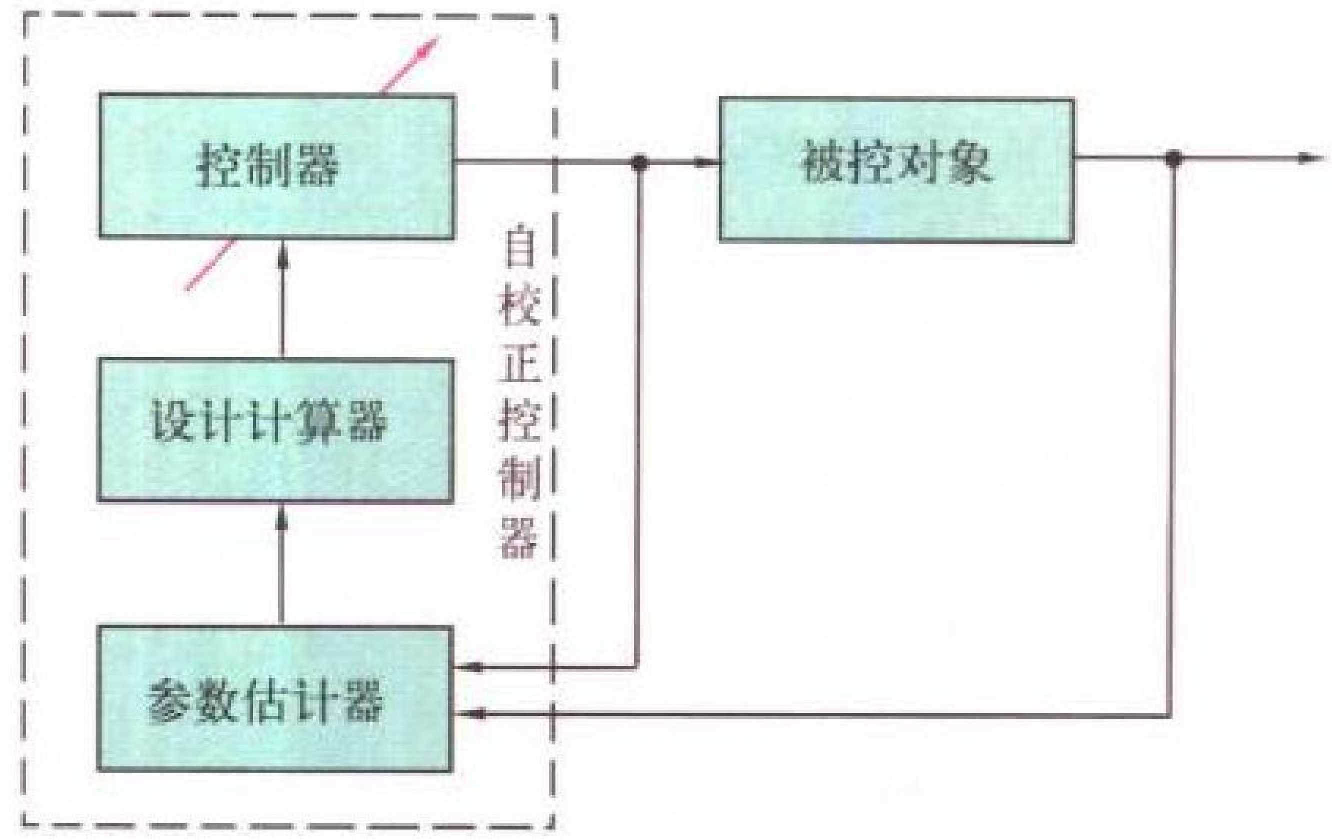


图2 自校正控制系统

过可调控制器的设计准则，来保证系统的输出误差趋于零或使某性能指标达到最优。自适应控制系统可分为模型参考自适应控制系统和自校正控制系统。它们的典型结构分别如图1和图2所示。在图1中，参考模型的输出反映了设计者对被控对象输出的要求，被控对象、调节机构和控制器所组成的复合系统将渐近地逼近参考模型，使参考模型的输出和被控对象的输出之差趋于零。在图2中，自校正控制系统中的参数估计器利用对象的输入输出量的测量值提供的信息，迭代地估计对象参数。设计计算器根据选定的设计准则和获得的参数估计值来计算控制器参数，从而获得有效的控制作用。

（撰写：王毓兰　审订：包为民）

zituili fashe

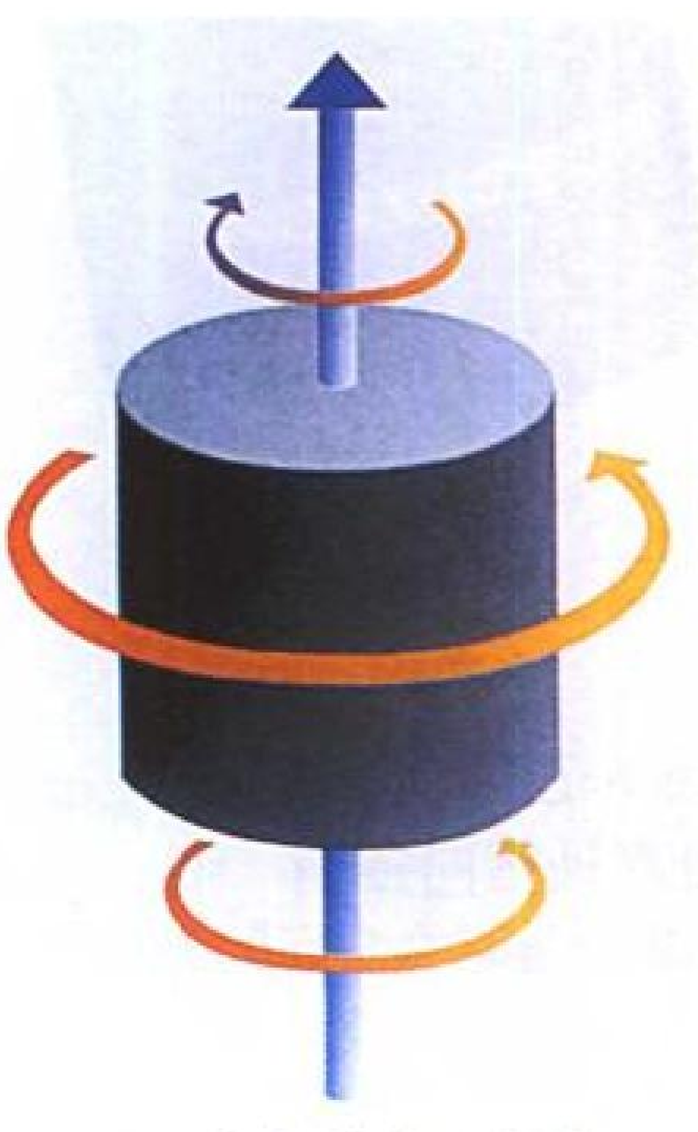
自推力发射 hot launch 见热发射。

zixuan sulü

自旋速率 spin rate 自旋稳定航天器绕其自旋轴旋转的速率。自旋速率一般以每分钟的转数或每秒转过的角度表示。自旋和双自旋稳定卫星，利用陀螺的定轴性来保持姿态稳定。对于绕最大主惯量轴自旋的卫星，自旋速率越高，角动量越大，其陀螺的定轴性就越好，抗干扰能力就越强。自旋、双自旋稳定卫星的自旋速率的选择，首先要考虑卫星有效载荷（如气象卫星的扫描辐射计）的要求，另外也要考虑姿态控制、姿态稳定度、消旋组件性能、卫星质量特性以及其他分系统的工作性能等各种因素的影响。一般自旋和双自旋稳定卫星的自旋速率在5～120 r/min之间。（撰写：丁恩丰　审订：李铁寿）

zixuan wending jishu

自旋稳定技术 spin stabilization technology 航天器或其主要部分绕自身某一轴线（自旋轴）恒速旋转从而获得姿态稳定的技术。包括单自旋稳定和双自旋稳定。单自旋稳定是指航天器整体绕自旋轴旋转，使自旋轴在空间定向。实现单自旋稳定的必要条件是：(1) 自旋轴是航天器的最大主惯量轴，即航天器是短粗体；(2) 自旋速率足够大，使环境干扰力矩



卫星自旋稳定示意图

引起动量矩方向的漂移非常缓慢;(3) 具有章动阻尼手段。采用双自旋稳定技术的航天器由自旋体和消旋体（消旋平台）两部分组成。自旋体绕自旋轴旋转。消旋体通过消旋轴承和电机与自旋体连接，并相对于自旋体反向旋转，使安装在消旋体上的有效载荷（如探测仪器或通信天线）稳定地指向目标。只要消旋体有适当的阻尼，细长体航天器也可以实现双自旋稳定。自旋稳定技术还包括自旋轴姿态控制和姿态确定等技术，在通信卫星、气象卫星和空间探测器等领域得到广泛应用。 （撰写：李铁寿 审订：吴宏鑫）

zixuan wending weixing

自旋稳定卫星 spin stabilized satellite 利用卫星绕其主惯量轴旋转所产生的陀螺定轴性，保持自旋轴在惯性空间指向，以实现姿态稳定的卫星。自旋稳定卫星分为单自旋稳定卫星和双自旋稳定卫星。单自旋稳定卫星采用的是一种被动姿态稳定方式。按照陀螺定轴性的原理，只要卫星星体的自旋角动量足够大，在环境干扰力矩的作用下，角动量方向的漂移非常慢，就可以使卫星在惯性空间达到定向控制的目的。在总体设计时，考虑到实际卫星不是刚体，有许多弹性部件，所以将自旋轴选取为最大主惯量轴。自旋轴和其他两个惯性轴的转动惯量比值必须大于1，否则卫星在轨道上的运行会处于不稳定状态。在角动量守恒的情况下，卫星的运动最终将趋于最小动能状态。最小动能状态就是卫星绕其最大主惯量轴旋转的状态。我国的“东方红”1号、“实践”1号、“东方红”2号和“风云”2号等都采用了自旋稳定的控制方式。双自旋稳定卫星由转子和消旋平台两部分组成，两者通过轴承连接起来。卫星中的大部分服务（保障）系统都放在转子中，转子恒速自旋使卫星自旋轴的姿态保持稳定。装在转子上的电动机使平台作反方向旋转。当平台相对于转子的转速和转子的转速相等时，平台就实现了消旋。这类卫星属半主动姿态控制卫星。

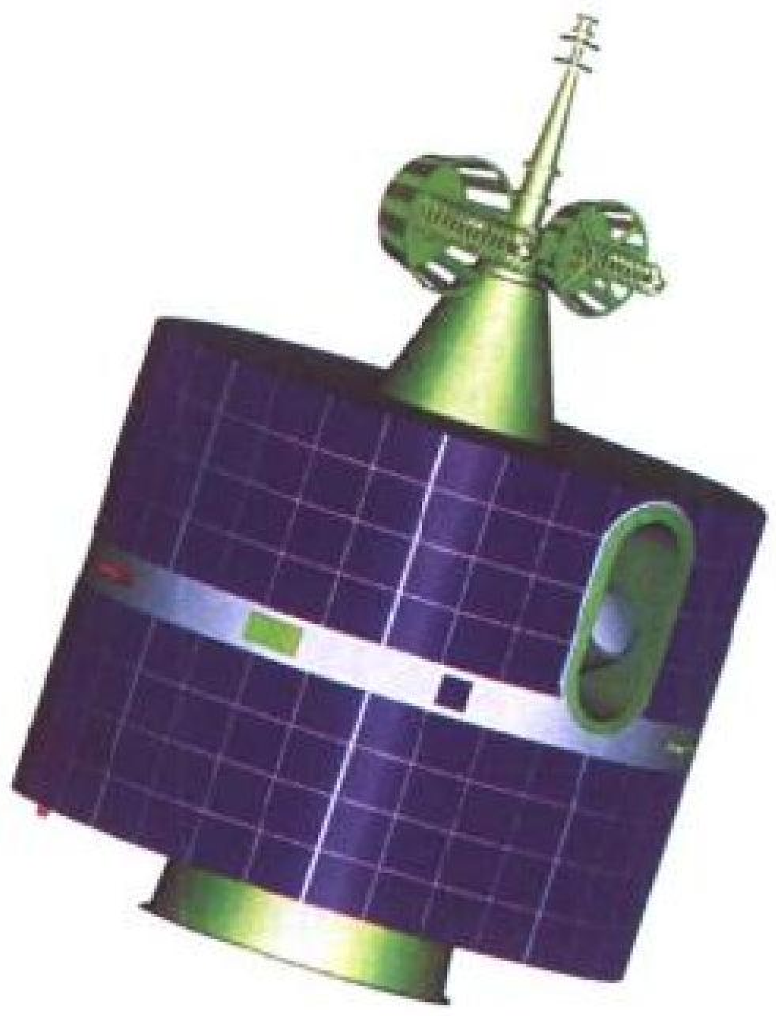


图1 自旋稳定气象卫星



图2 自旋稳定通信卫星

（撰写：吴开林 审订：常际军）

zixuanzhou zhixiang kongzhi

自旋轴指向控制 spin axis pointing control 获取并保持航天器自旋轴在空间的姿态指向的过程。自旋稳定的航天器在飞行中有时需要改变其自旋轴在空间的姿态指向，例如在变轨发动机点火前需要从入轨姿态变为点火姿态，使发动机沿正确的方向产生推力；发动机熄火后又需要从点火姿态变为正常运行姿态。外部干扰力矩使卫星动量矩及自旋轴方向发生较大变化时，也需要对自旋轴姿态进行修正，以保持任务所要求的姿态。可利用航天器上的执行机构（例如推力器）施加力矩实现自旋轴指向控制。如果要把自旋轴从初始方向改变到给定的目标方向，可采用喷气式脉冲控制，即航天器每自旋一周，推力器喷气一次，所产生的横向力矩使卫星动量矩进动一次。由于喷气冲量很小，自旋轴与动量矩矢量基本一致，跟随动量矩一起进动。控制的主要任务是确定喷气脉冲的相位，保证自旋轴能够朝着目标方向进动。通常采用太阳敏感器或地球敏感器的脉冲信号作为喷气脉冲相位的基准。

（撰写：李铁寿 审订：王存恩）

ziyouduan celiang

自由段测量 measurement of free flight phase 对从发动机关机到返回大气层的导弹弹头和弹体飞行弹道、目标特性和工程参数等的测量。自由段分为升弧段和降弧段，它具有弹道高、飞行时间长和近似椭圆方程飞行等特点，通常由天线增益高、功率大的脉冲雷达和相控阵雷达及遥测设备完成其测量。根据自由段弹道的动力学特性，应用其弹头降弧段的外测数据可鉴定制导系统精度。若在自由段获取弹体的大量遥测和外测数据，还可应用弹道特性和统计方法有效地分离出制导系统工具误差。 （撰写：刘利生 审订：黄学德）

ziyou liudong dianyong

自由流动电泳 free fluxion electrophoresis 利用粒子在电场作用下运动的现象发展起来的用于酶激素等生物的分离、纯化与萃取的电泳方法。自由流动电泳为无载体电泳方法，但是使用自由流电泳仪时由于焦耳热产生溶液对流，使分离带混乱，限制了分离的能力。此外，为了减少热对流的影响，对溶液要进行冷却，进一步限制了分离、萃取处理的生物量。在空间微重力环境下，利用生物样品沉降和热对流的减少，可以分离与萃取出地面难以处理的生物体，提取地面不能提取的疫苗、病毒和干扰素，将为一些疑难病症提供新的预防和治疗药物，扩展了相关研究与应用的领域。

（撰写：王文魁 审订：孙力玲 战再吉）

ziyou tuoluoyi

自由陀螺仪 free gyroscope 质量中心与支承中心重合，工作时在内、外框架支承轴上不存在任何外加力矩的双自由度陀螺仪。这种陀螺仪的自转轴在没有干扰力矩的情况下可以长期保持在惯性空间的初始定位方向上。当壳体绕自转轴以外的任何轴有角运动时，都会产生相应的输出信号。自由陀螺仪的特点是自转轴相对于惯性空间具有很高的稳定性。工程技术上常用与它的转子轴固联的坐标系来模拟惯性坐标系，以定出飞行器相对于惯性空间的转角。航空上用它作为测量飞机姿态角的仪表。战术导弹的射程小而飞行时间短，可以用它来模拟动坐标系（如地理坐标系），以便近似地确定导弹相对于地标的姿态角。由于导弹飞行时间很短，因此在导弹飞行过程中自由陀螺仪的表观误差一般不会超过几角分或十几角分，可忽略不计。提高自由陀螺仪的精度和减小漂移的主要途径是精确地平衡和减小框架轴上的干扰力矩。

（撰写：高雁翎 审订：彭 飞）

ziyueshu chengxing

自约束成型 self-restriction moulding 液态物质在微重力条

件下的特性之一。在微重力条件下，由于表面张力束缚，浸润和毛细现象加剧，液体形状主要由表面张力控制，因此在利用无容器加工过程或助熔剂方法使合金熔化后，熔体会自动约束成球，凝固后可制备成合金球。利用自约束成型特性，通过控制工艺，可制造尺寸均一、椭圆度极小的滚珠。

（撰写：战再吉　审订：孙力玲　王文魁）

zizhengjiaoji

自整角机　synchro　一种具有三相绕组的控制用交流电机。自整角机的输出电信号是输入转子转角的函数，或其输出转子转角是输入电信号的函数。通常自整角机都成对使用，组成自整角机系统。它主要用于无机械联接的转角传递、信号传递、角度同步指示器和测试敏感元件等。自整角机分为力矩式自整角机、控制式自整角机、多极自整角机和双通道自整角机等。凡产生与失调角相应的转矩，以实现无机械联接的转角传递的自整角机系统，称为力矩式自整角机系统。凡产生与失调角相应的电信号，以实现信号传递的自整角机系统，称为控制式自整角机系统。

（撰写：梁棠文　审订：陈训达）

zizhu hangtian feixing

自主航天飞行　independent spaceflight　天地往返运输器在轨道上的独立飞行。它是与联合飞行相对应的。空间站系统中的天地往返运输系统（飞船或航天飞机）向空间站运送人员及物资，并将完成飞行任务的航天员和部分有效载荷运回地面。在此过程中，天地往返运输器在轨道上的独立飞行就是自主飞行。天地往返运输器与空间站组成一体的飞行称为天体往返运输器与空间站的联合飞行。最长自主飞行持续时间是天地往返运输器的重要设计指标。为俄罗斯“和平号”空间站服务的“联盟”TM运输飞船的最长自主飞行持续时间为7天，飞船与空间站联合飞行的最长持续时间为180天。

（撰写：张云彤　审订：范秦鸿）

zizhuxing

自主性　autonomy　航天器独立自主地管理、执行所规定的任务和调整、适应更新后的任务的能力。这种能力是相对于地面人工干预方式而言的。自主性也是数据管理分系统的一项重要技术要求，包括指令管理、数据库管理、故障管理和请求管理等。这里含有两个基本点，一是指令管理逐步由地面移到航天器上。由于受国土或测量船的限制，卫星、飞船在境外会处于无地面站支持情况下的飞行，而深空探测器由于距离遥远会使信号传播延时很长，这就要求航天器具有自主的和有效的管理能力，包括适应新的使命。二是故障管理。空间环境是航天器所面临的最恶劣的环境，长寿命航天器运行中发生故障是难免的，这就要求计算机必须具有故障检测、隔离、重构与恢复的能力。（撰写：蒋轩祥　审订：于伦正）

zizhu zhidao

自主制导　autonomous guidance　依靠导弹本身携带的测量装置实时确定导弹与目标的相对运动参数，自行控制导弹飞向目标的制导方式。它在制导过程中不依赖任何外部控制信息。惯性制导、星光—惯性制导以及地空导弹、空空导弹、反舰导弹等的寻的末制导均属自主制导。以惯性制导为例，它只根据导弹内惯性仪表的测量值、飞行时间、引力场的变化和导弹的初始状态，自动确定导弹的瞬时运动参数，工作不受外界因素的干扰，但制导的定位误差随飞行时间而增加。随着制导技术的发展，可采用天文和地形匹配、地图匹配等方法来提高制导精度。多数弹道式导弹均采用自主式制导。

（撰写：于绍浦　审订：李连仲）

zonghe ceshi

综合测试　comprehensive test　在地面静止状态下，模拟飞行状态对弹／箭上各分系统及其设备进行的电气性能检查和参数测量。对于大多数的有翼战术导弹，综合测试是在水平状态下进行的。弹道导弹／火箭综合测试可以是水平状态（如在技术中心和中心库等地），也可以是垂直状态（如在发射中心），前者称水平测试，后者称垂直测试。弹／箭上各分系统（除动力分系统外）包括弹头、导引头、制导控制分系统、电气分系统、遥测分系统及安全控制分系统等。主要测试内容有：模拟导弹／火箭发射、飞行全过程，考核导弹／火箭的系统功能、技术参数、工作时序、工作协调性及静态动态激励响应，并协调、考核发射程序及飞行时序等。综合测试是对导弹／火箭性能最全面的测试。综合测试前导弹／火箭应完成单元检查及单项功能检查。在发射场综合测试后的导弹／火箭可以认为测试结束，并转入下一步发射准备工作。

（撰写：顾益群　穆元良　审订：高振中　李邦复）

zonghe fangzhen huanjing

综合仿真环境　comprehensive simulation environment　综合模拟地形、地貌、海洋、气象条件、大气、电磁干扰、音响和战场武器配置等复杂战场条件的仿真环境。它为多武器平台对抗仿真系统提供更为复杂的战场综合仿真环境服务。这种环境的变化将对能量的传播、图像的成形、武器系统的性能、武器平台的性能、传感器／探测器的性能以及指战员的决策和行动等产生影响。

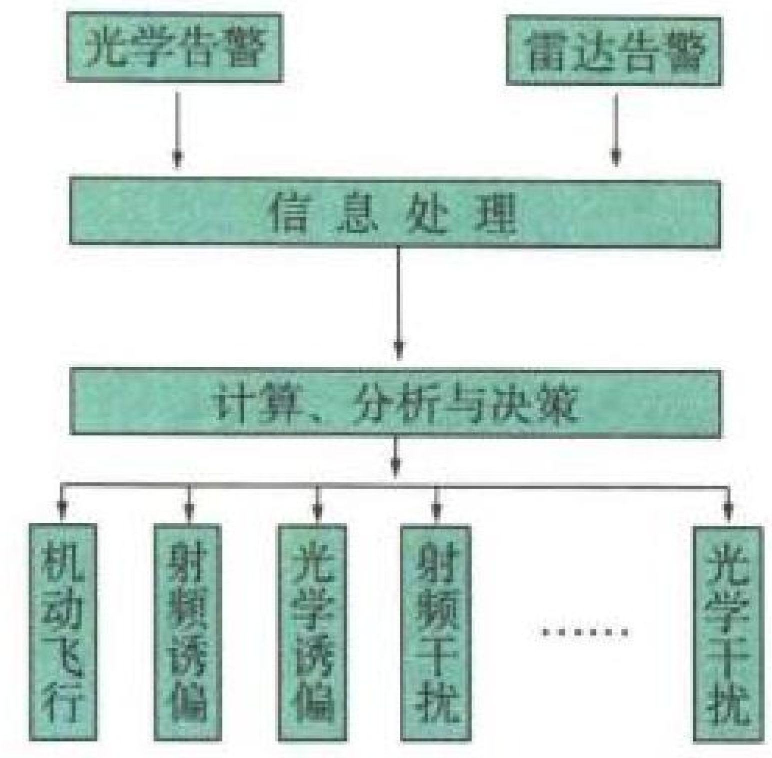
综合仿真环境项目

仿真类别	仿真项目
地形、地貌	地形高度、等高线、河流、湖泊、山脉、丘陵、田野、森林、沙漠、草地、城市、村庄、公路、铁路、机场、码头、桥梁
海洋	水温、水压、水深、流速、流向、海浪、岛屿、海礁
气象	云、雨、雪、雾、能见度、白天／黄昏／夜间、日照方向
大气	温度、湿度、气压、密度、烟雾、风速风向、扰动气流
电磁干扰	海杂波/地杂波、射频干扰、红外干扰、可见光干扰
音响	噪声、语言、声源的方位、声源的运动速度和运动方向

（撰写：周浦南　审订：王东木）

zonghe guangdian duikang

综合光电对抗　integrated electro-optic countermeasure　运用电子学和光学方法，由威胁告警、信息处理、决策分析与多种对抗手段组成的用以对抗精确制导武器攻击的技术或装置。其组成见图，包括4部分：(1) 来袭导弹告警装置；(2) 信息处理；(3) 计算、分析、决策装置；(4) 多种光电对抗措施。精确制导武器都装有射频或光学精确制导装置，综合光电对抗主要是通过破坏精确制导装置的工作来破坏其进攻。首先由射频和（或）光学导弹告警装置对来袭导弹进行探测与定位；再



综合光电对抗

对来袭导弹的光学和射频信号进行处理，用以判断来袭导弹的特征；然后通过计算机进行计算、分析、判断，给出决策，选择适当的对抗手段(可以有多种光电干扰、诱偏、机动等措施供选择)，一般是通过软杀伤，给导引头造成错误信息而达到破坏精确制导武器进攻的目的。综合光电对抗正在发展之中，在飞机、军舰、导弹阵地等的自卫防护方面将会得到广泛的应用。

(撰写：计世藩　审订：徐品高)

zongchong

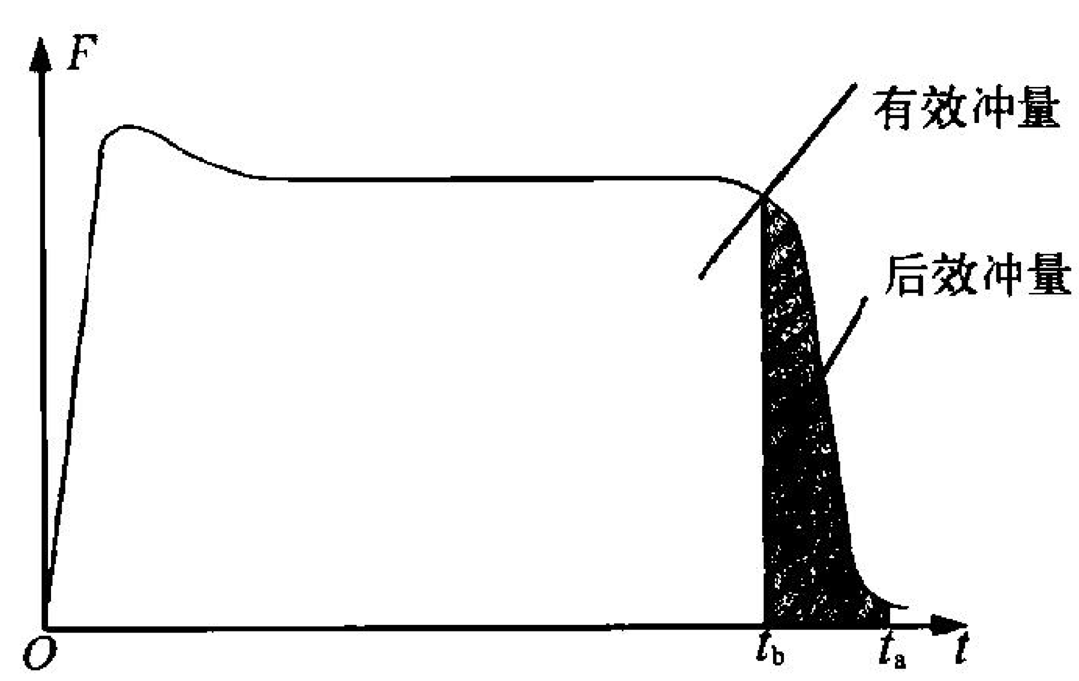
总冲　total impulse　发动机推力 F 对工作时间 t_a 的积分，可用下式表示

$$I=\int_0^{t_a}F\mathrm{d}t$$

式中 I 为总冲，它表示在工作时间内发动机工质的动量变化，如图所示。总冲包括有效冲量 ($\int_0^{t_b}F\mathrm{d}t$) 和后效冲量 ($\int_{t_b}^{t_a}F\mathrm{d}t$) 两部分 ($t_b$ 为燃烧时间)，由地面试车直接测量。当发动机推力 F 和推进剂质量流量 $\dot{m}_{gr}$ 为近似常数情况下，总冲可表示为

$$I=F\,t_a=I_s\dot{m}_{gr}t_a=I_s m_{gr}$$

式中 I_s 为比冲；m_{gr} 为推进剂质量。总冲是衡量发动机运载能力的重要指标，可采用提高推进剂比冲或增加装药质量 m_{gr} 的方法来提高总冲，使发动机具有更大的运载能力。



推力与时间构成的总冲

(撰写：黄祖荫　审订：刘霓生)

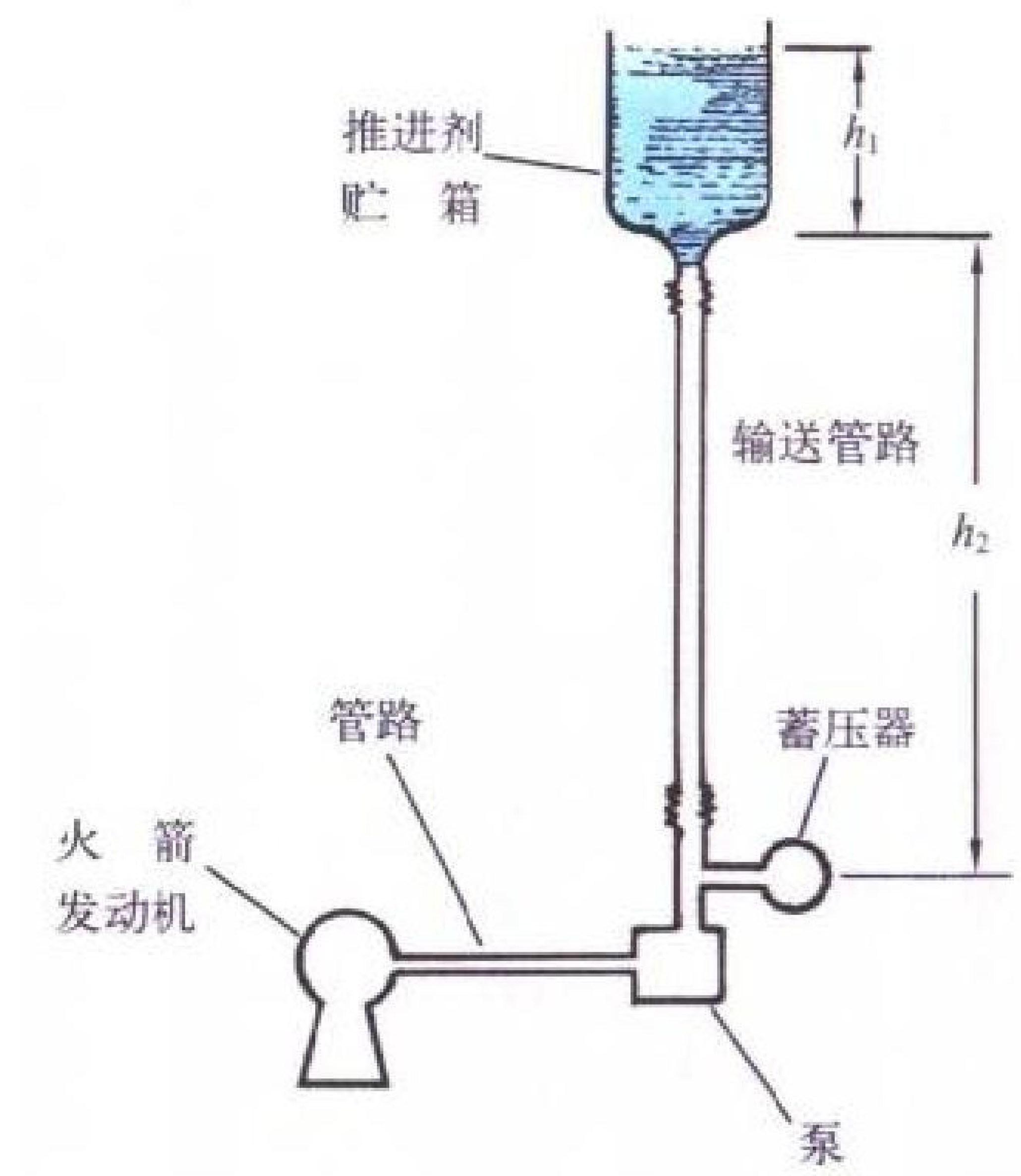
zong dianzi hanliang

总电子含量　total electron content　又称积分电子含量、柱电子含量。单位横截面积的高度柱体内所包含的电子总数量。高度至2000 km及其以上的积分电子含量称为电离层总电子含量或电离层含量。电波传播路径上的总电子含量是指沿电波传播方向的总电子含量，它决定着无线电波的时延和信号闪烁，影响着信号质量和测速定位精度。

(撰写：孔克典　古士芬　审订：都亨)

zongxiang ouhe zhendong

纵向耦合振动　POGO vibration　简称POGO振动。运载火箭飞行过程中，当结构的纵向固有频率(该频率随推进剂贮箱液位高度而变化)和火箭推进剂输送系统中液流压力脉动的固有频率相接近(耦合)时，弹体纵向出现的共振。通常输送系统的液流压力脉动会导致发动机推力变化，从而再激励起箭体结构更严重的纵向振动，这样就形成了一个正反馈的闭环系统。



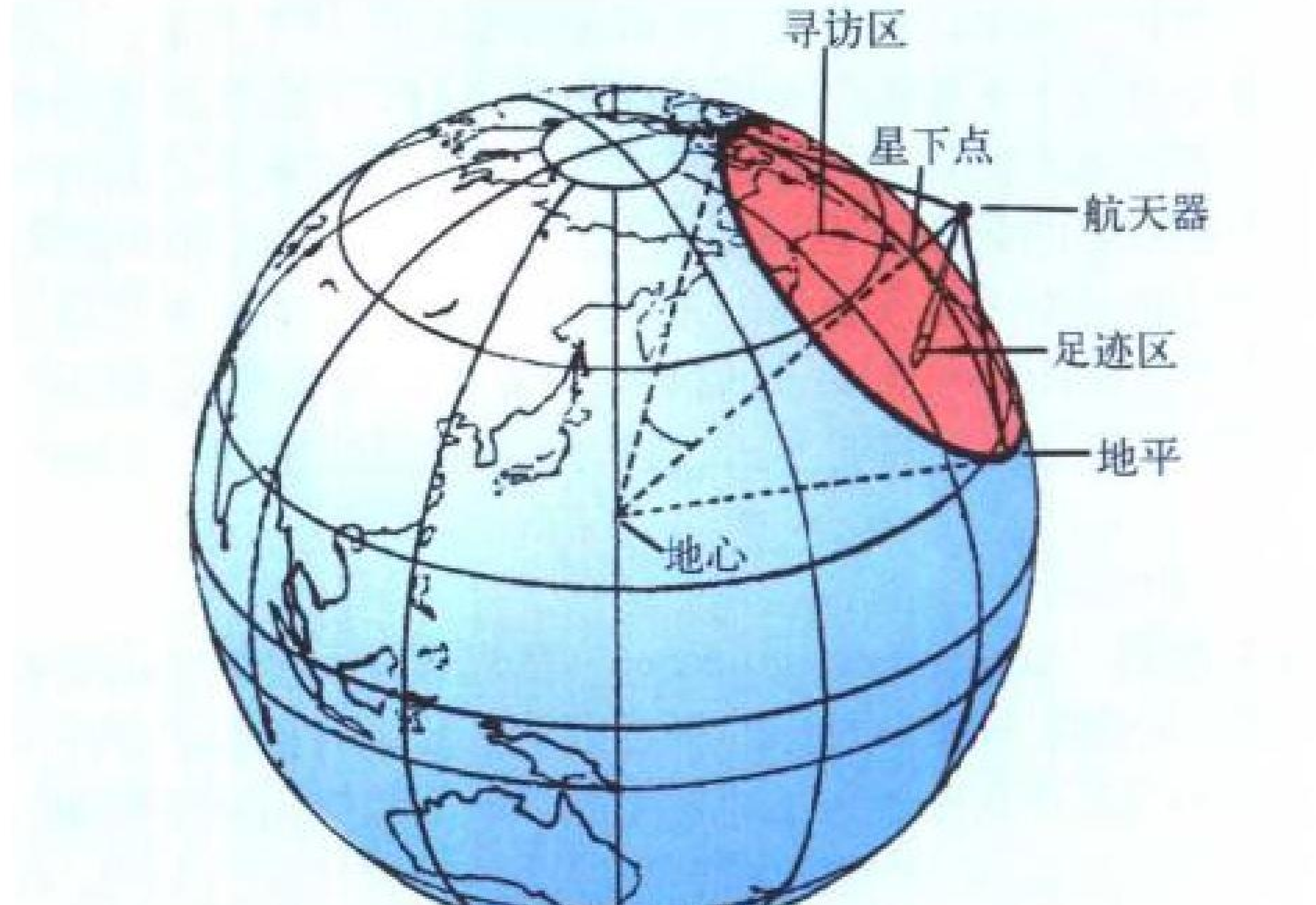
蓄压器设计分析原理图

因此一旦频率耦合，能在很短时间内引起剧烈振动，以至设备失灵、结构破坏。目前解决的办法是在输送系统的泵(或启动活门)前安装一个合适的蓄压器，使输送系统液流的脉动压力频率降低到箭体结构的纵向固有频率以下。

(撰写：鲁昌鉴　审订：王心清)

zujiqu

足迹区　foot print area　又称瞬时覆盖区、瞬时视场区。在某一瞬时，遥感卫星星载遥感器视场所对应的地面区域。它是与地面覆盖有关的参数之一。该区域是寻访区的一部分。只有遥感器使用真正的全向天线时，足迹区才等于寻访区。对于地球静止轨道的航天器来说，由于它相对地球表面几乎是静止的，该参数一般是最重要的。足迹区大小与星载遥感器技术参数及卫星轨道高度有关。例如“资源”1号卫星CCD相机的地面分辨率为20 m，视场角为8.32°，在778 km高度轨道上，地面覆盖宽度为113 km，足迹区范围为113 km × 20 km。对于空间分辨率较高的遥感卫星，为了增加对选定的局部地区进行重复观测的能力，可利用遥感器的指向控制机构或卫星姿态机动使卫星在垂直于轨道的方向上具有遥感器指向调整能力。例如“资源”1号卫星CCD相机具有±32°侧视成像能力，可在垂直于星下点轨迹±622 km范围内任意安排足迹区。遥感卫星足迹区的概念如图所示。



足迹区与寻访区

(撰写：常际军　审订：吴开林)

zuni jianzhen cailiao

阻尼减振材料 damping material 将固体机械振动能转变为热能而耗散的材料。主要用于振动和噪声控制。材料的阻尼性能可根据它耗散振动能的能力来衡量，评价阻尼大小的标准是阻尼系数。导弹、运载火箭和飞机在飞行时，由于发动机工作和气动噪声等原因，会引起严重的宽频带随机振动和噪声，还会激发结构和电子控制系统仪器众多的共振峰，使结构出现疲劳失效和动态失稳，使电子控制仪器精度降低以至发生故障。为了提高结构的阻尼性能，可将结构材料和阻尼材料组合成复合材料，即由结构材料承受应力，阻尼材料产生阻尼作用，以达到控制振动和降低噪声的目的。阻尼减振材料按特性分为4类：(1) 橡胶和塑料。应用较多的有丁基、丙烯酸酯、聚硫、丁腈和硅橡胶、聚氨酯、聚氯乙烯、酚醛树脂和环氧树脂等。(2) 泡沫塑料。应用较多的有聚氨酯泡沫，用作阻尼吸声材料。(3) 阻尼复合材料。它是将前两类材料作为阻尼夹芯层，再同金属或非金属结构材料组合成各种夹层结构板和梁等型材，经机械加工制成各种结构件。(4) 高阻尼合金。阻尼性能在很宽的温度和频率范围内基本稳定。应用较多的是铜—锌—铝系、铁—铬—钼系和锰—铜系合金。

（撰写：吴崇刚 审订：巫世杰）

zuni tuliao

阻尼涂料 damping paint 采用乳液聚合而成的高分子阻尼材料加入各种配合剂后所制成的一种阻尼系数较高的涂料。阻尼涂料一般涂敷在振动薄板表面，如涂在航天器壳体、飞机壳体、汽车底盘、齿轮箱壳体、变压器壳体以及机械振动外壳等部位，以抑制壳体结构振动和噪音。除此而外，阻尼涂料尚具有一定的隔声、隔热、防油和密封性能。目前，阻尼涂料在国内外得到广泛的应用。（撰写：吴崇刚 审订：巫世杰）

zuni tuoluoyi

阻尼陀螺仪 damping gyroscope 又称速率陀螺仪、微分陀螺仪。输出轴具有弹性约束和阻尼器的单自由度陀螺仪。这种陀螺仪测量载体相对于惯性空间运动的瞬时角速度（偏航、俯仰、滚动），其输出信号与输入的角速度成比例，用以改善姿态控制系统的动态品质。阻尼陀螺仪的基本结构见图1，工作原理见图2和图3。在这种陀螺仪中，高速转子产生恒定的角动量；弹簧（机械的或电气的）产生所需要的约束力矩；角度传感器把输出转角变换成电压信号；阻尼器产生绕输出轴的阻尼力矩，以减小振荡，使其迅速达到稳定工作状态。当基座以

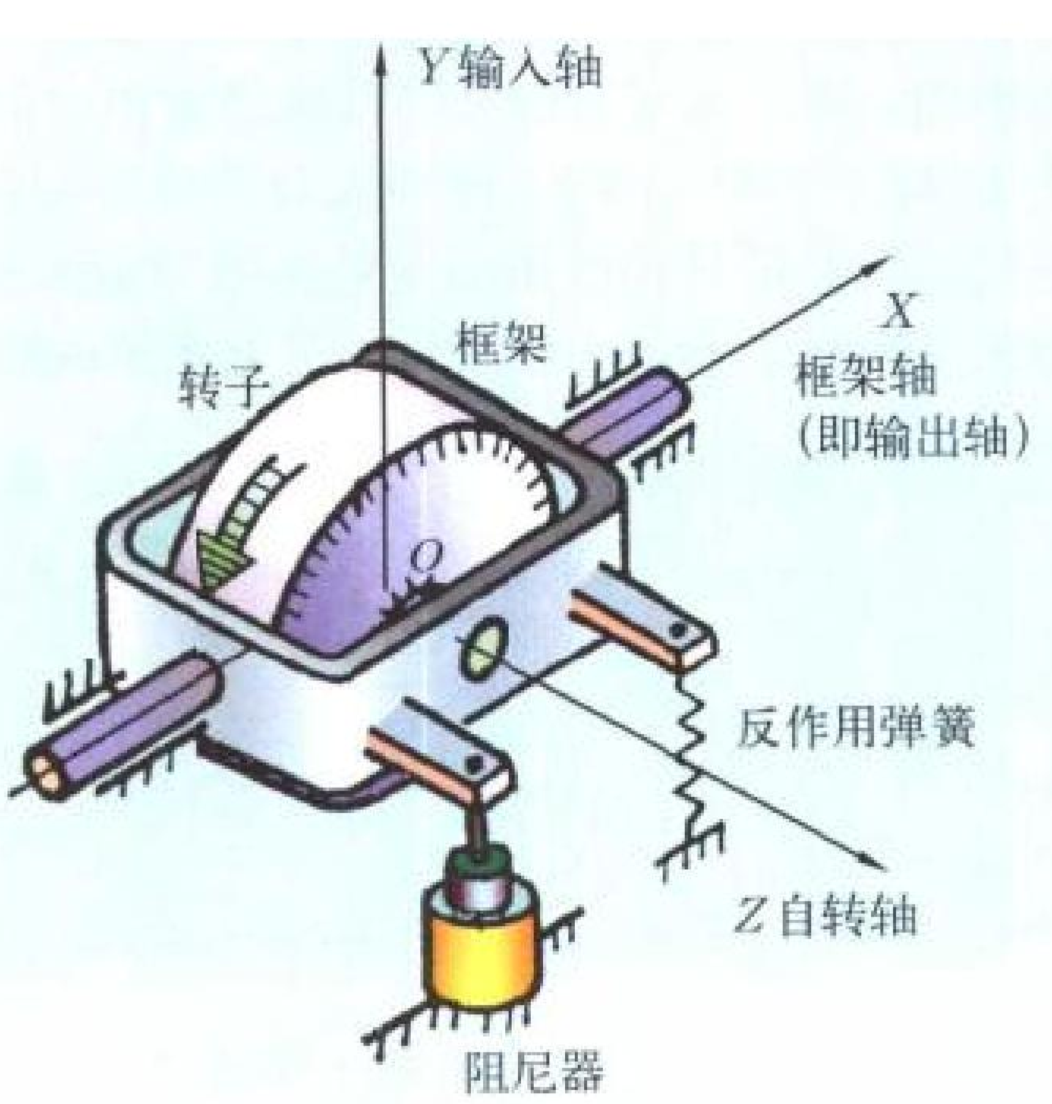


图1 阻尼陀螺仪结构示意图

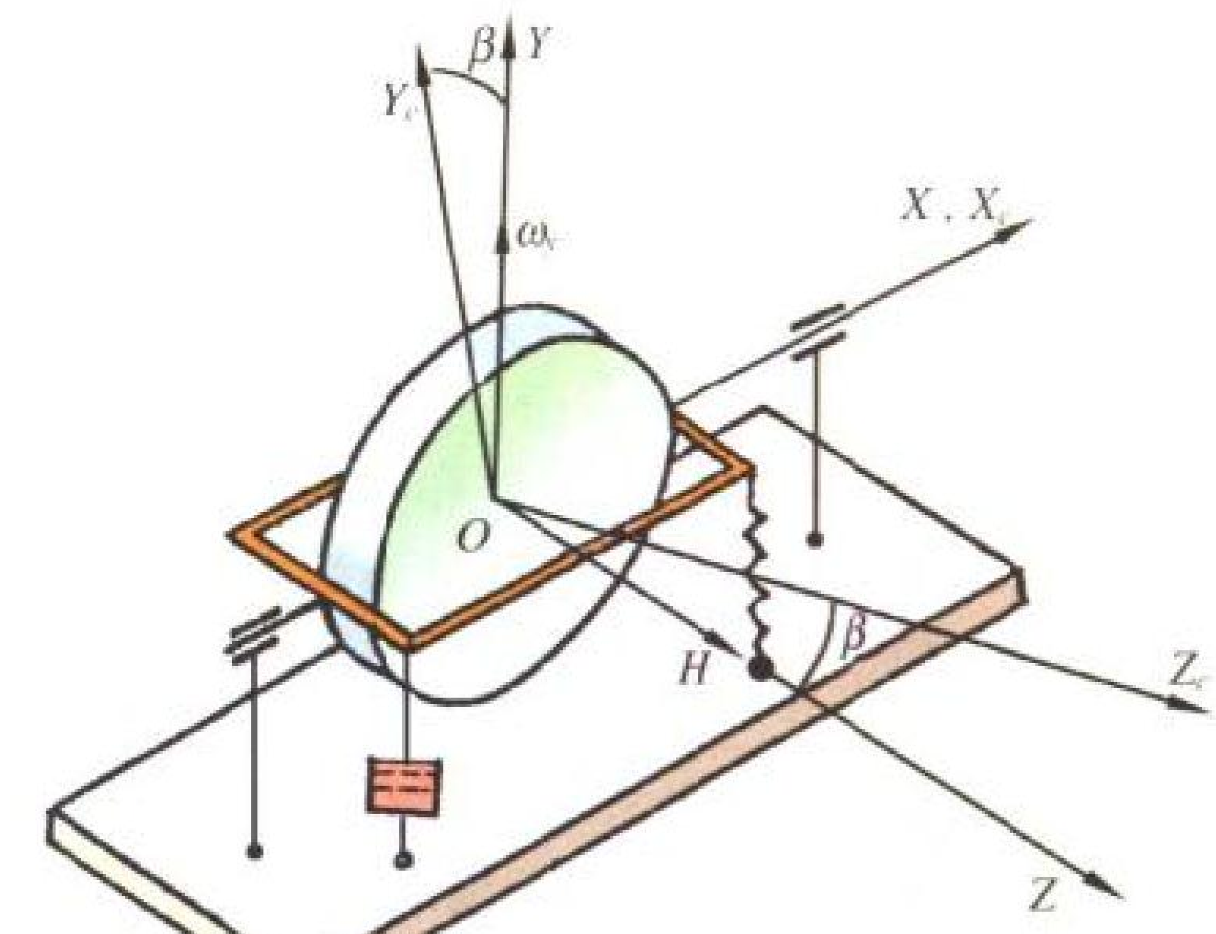


图2 阻尼陀螺仪工作原理图

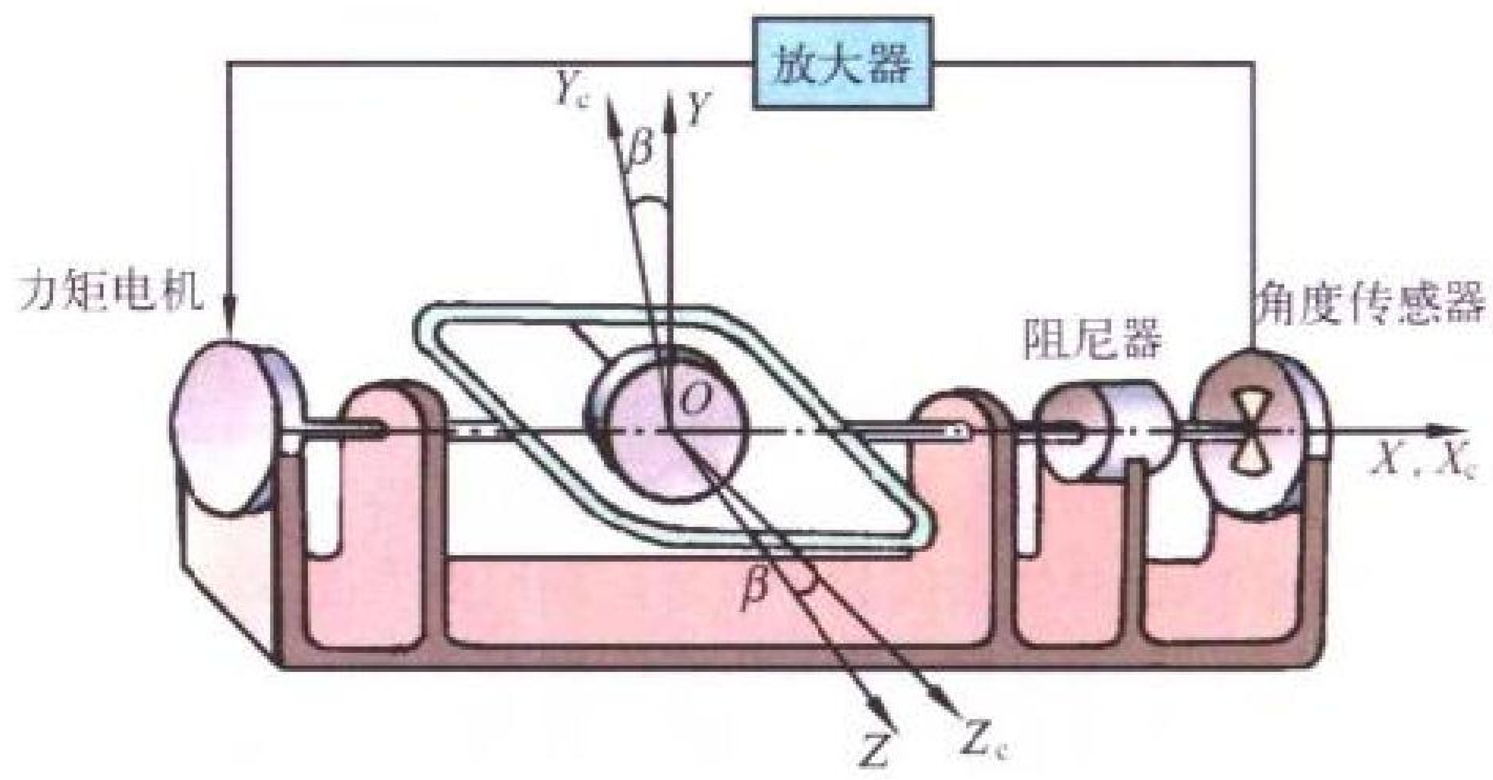


图3 力平衡式阻尼陀螺仪工作原理图

角速度 ω_Y 转动时，陀螺的角动量 H 也被迫绕 OY 轴旋转，并立即产生作用于框架上的陀螺力矩，并使框架绕输出轴 OX 转动，转动的角度为 β，与此同时弹簧产生的反作用力矩与陀螺力矩相平衡。在稳态情况下，转角 $\beta=H\omega_Y/K$，若 H 和 ω_Y 一定，则转角的大小由弹性约束系数 K 决定。β 角的大小与输入角速度 ω_Y 成比例。最近几十年来发展的非常规阻尼陀螺仪在原理和结构诸方面与上述陀螺仪有本质区别，但功能上一样，如振梁式压电晶体速率陀螺仪，振弦式速率陀螺仪以及挠性片式、水银转子式、磁流体式等双轴速率陀螺仪。这种陀螺仪广泛应用于飞机、导弹及运载火箭的自动驾驶仪和惯性导航系统中。（撰写：马宝国 刘恒振 审订：刘坤山）

zufen xiangrongxing

组分相容性 ingredients compatibility 推进剂组分间发生有害化学变化的程度或相互掺混的能力。前者是化学相容性，后者是物理相容性。组分间不发生有害的化学变化为化学相容或相容性好，若发生有害化学变化则为化学不相容或相容性差。组分间发生宏观相分离为物理不相容，如为宏观均相状态则为物理相容。由于推进剂组分的化学性质比较活泼，因此研究组分之间及其与其他可能接触到的物质的化学相容性是推进剂研制过程中的一项非常重要的工作。测定组分化学相容性的试验方法主要有反应性试验（真空安定性试验）、热分析（DTA、DSC、TGA等）、100°C加热试验和气相色谱分析等，或通过推进剂的性能变化，如机械感度的变化、力学性能和贮存性能的突变等来表征化学相容性。通常两种组分的溶度参数愈接近，其物理相容性就愈好，可以通过加入增溶剂等方法来改善高分子间的物理相容性。

（撰写：张小平 审订：姚润森）

zuhe zhidao xitong

组合制导系统 integrated guidance system 两种或两种以上制导方式相组合形成的制导系统。根据不同需要可有多种形式的组合制导系统。组合制导的基本体制是系统间优势互补或接力交班，但是多以惯性制导为基础，用其他导航信息对惯性导航状态量进行校正和对比，形成高精度的状态量，以此生成制导指令，导引飞行器轨道和控制飞行状态，使之更准确地与目标交会或进入目标区。(1) 惯性—多普勒制导系统：利用飞行器上的多普勒雷达测量相对地面的速度，精度虽高，但瞬时信号噪声大，而惯性测量装置测速瞬态性能好，两者结合可提高测速精度。惯性导航的距离信息可解决多普勒系统计算距离的初值问题，得到较精确的飞行器位置信息。这种系统利用实时的速度、位置与预计值之差来生成制导指令，从而引导飞行器接近于预定轨道飞行或准确进入目标区。(2) 惯性—无线电遥控指令制导系统：惯性制导误差随时间增长而增大。为此可在航程某一段，将地面测控系统实时监测飞行器运动的信息，经解算编码形成制导指令，再通过测控系统转换成上行控制信号，对飞行器轨道进行控制或修正惯性制导积累误差，然后继续以惯性制导方式引导飞行器准确飞行或进入目标区。(3) 惯性—图像（地形）匹配制导系统：这种系统的工作过程是，飞行器上的遥感装置（如雷达高度表、合成孔径雷达和微波辐射计等）实时测量航路下的地形或景像，并将遥感信息转换成数字图形。利用配准技术在相关计算机中将实时图与存储于计算机中的原图进行匹配，找出实时图在原图中的对应位置，从而确定飞行器此时的航线位置，再与预计航线相比较，得出坐标偏差值。以此偏差值形成制导指令，用来修正惯性制导误差，并导引飞行器沿正确航线飞行。惯性—图像匹配制导系统由遥感装置、数字原图存储器、相关计算机、惯性测量装置和制导控制计算机等组成。(4) 惯性—导航卫星制导系统：这种系统由飞行器上的导航卫星信号接收装置接收多颗卫星的信号，经解算得到飞行器实时导航参数，再利用卫星导航参数修正惯性导航状态量的积累误差，从而使制导系统获得精确的速度和位置信息，提高制导精度。惯性—导航卫星组合制导系统不仅可以提高惯性导航速度和位置信息的精度，同时还能利用惯性导航的速度等信息改善接收卫星信号的动态性能，使惯性—导航卫星组合制导的应用范围扩大。(5) 惯性—天文制导系统：这种系统利用星体跟踪器观测星体的方位，以校正惯性导航基准随时间的漂移，从而提高制导精度。利用星体跟踪器观测事先选定的两颗恒星的高度角和方位角以及飞行器的发射时间，可以计算确定发射点的经、纬度和惯性导航基准的漂移。惯性—天文组合制导可以解决机动发射飞行器的初始定位问题和对惯性平台漂移的修正及标定问题，从而获得较好的制导效果。惯性—天文制导系统通常由星体跟踪器、惯性平台、星光信息处理器、标准时钟和制导控制计算机等组成。

（撰写：徐延万　审订：崔鑫水）

zuida fugai jiange shijian

最大覆盖间隔时间 the longest interval of coverage 遥感卫星对用户要求的观测区域实现重复覆盖所需要的最长间隔时间。按用户要求的观测区范围划分，卫星遥感分为全球遥感和区域遥感两类。全球遥感要求提供覆盖全球的多时相图像和数据；区域遥感要求提供覆盖地球一定区域的多时相图像和数据。由于遥感对象变化的时间尺度不同，对遥感数据周期长短的要求也不一致，有超短期的，如台风、寒潮、城市热岛、晴空湍流、森林火灾、洪水泛滥和污染事故等，它们的变化以小时计；有短期的，如森林虫害、江河汛情和作物旱情等，它们的变化以天数计；有中期的，如作物长势和草场载畜量等，其变化按季节计；有长期的，如水土流失、河流改道、海岸变迁、湖泊消失和城市兴废等，其变化按年计；有超长期的，如火山喷发及地壳变形等地质现象、物种驯化和人口迁移等，遥感图像提供其演变的历史痕迹。遥感卫星地面重复观测周期与卫星轨道以及遥感器视场角等参数有关。为满足用户对地面重复观测周期的要求，需要合理选择卫星轨道及遥感器视场角等参数。（撰写：常际军　审订：屠兰君）

zuida lanjie gaodu

最大拦截高度 maximum interception altitude 又称最大作战高度。导弹有效拦截目标的极限高度。最大拦截高度取决于目标高度、速度、机动性和导弹速度、机动性随高度的变化关系以及允许的杀伤概率。对于利用气动力进行机动的导弹，其最大拦截高度主要取决于导弹在该高度飞行时，所能提供的机动过载能否超过有效拦截规定目标所需的需用过载。对于采用推力矢量控制实现机动的导弹，最大拦截高度一般不受空气控制力限制。最大拦截高度用绝对高度来表示。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

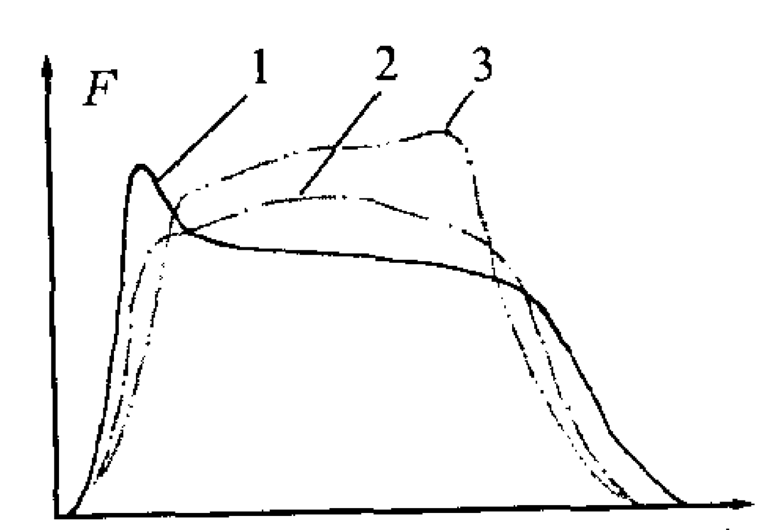
zuida lanjie xieju

最大拦截斜距 maximum interception distance 又称最大作战距离、最大射程。防空导弹拦截预定目标的最大距离。它是防空导弹的一个重要战术技术指标。最大拦截斜距受发动机能量、导弹速度、机动能力、制导方式和目标特性的限制，因此，对于不同特性的目标，导弹的最大拦截斜距不同。一般而言，对高速高机动目标的最大拦截斜距小，而对低速低机动目标的最大拦截斜距大。遥控指令制导导弹的最大拦截斜距受到制导精度的影响，很难增大，一般只有30～40 km。采用复合制导的导弹具有末制导系统，最大斜距主要受末段速度、机动过载和末制导系统性能影响。目前这类防空导弹的最大拦截斜距已超过150 km。针对某些目标而发展的远程防空导弹，最大拦截斜距可能达到400～600 km。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

zuida tuili

最大推力 maximum thrust 固体火箭发动机推力曲线上的最大推力值。在固体火箭发动机中，最大推力可能出现在工作过程的初始段，也可能出现在中段或末段。前者是由大的初始燃面、高点火压力峰、侵蚀燃烧或由它们叠加所致；后者是由装药呈明显的增面燃烧或余药破碎而引起的。在固体火箭发动机的设计和使用中常常要限制最大推力值，尤其是最高装药初温下的最大推力值，避免导弹或航天飞行器飞行



推力曲线的3种情况

1—最大推力在初始段；2—最大推力在中段；3—最大推力在末段

时超出允许的过载值而导致仪器设备的损坏。

（撰写：王树声　张明信　审订：黄祖蔚）

zuijia dandao guji

最佳弹道估计　best estimate of trajectory (BET)　将众多经预处理后的外测数据汇集起来并引入误差模型，利用冗长的观测过程及统计估计方法，既分离出系统误差又解算出高精度弹道参数的技术。英文缩写为BET。BET是将测量元素的系统误差也作为待估参数，与弹道参数同时估算，因此BET也称为系统误差的自校准技术。它是提高外测数据处理精度的重要方法，也是自鉴定外测系统测量精度的重要技术途径。使BET取得较优效果的重要条件是准确而有效的误差模型、众多的测量元素、冗长的观测弧段、良好的观测几何、较小的观测随机误差和优良的参数估计方法等。随着数据处理技术的发展，BET出现了许多方法和形式，如常规的误差模型最佳弹道估计(EMBET)法、EMBET的残差法、样条约束的EMBET法和轨道约束的EMBET法等。

（撰写：刘利生　审订：黄学德）

zuixiao lanjie gaodu

最小拦截高度　minimum interception altitude　又称最低作战高度。防空导弹武器系统有效拦截目标的最低极限高度。影响导弹拦截低高度目标能力的因素主要是低空飞行能力（由导弹性能、探测跟踪系统、制导控制系统等决定）和地物对引信的影响等。对于掠地掠海攻击的导弹，最低拦截高度受地物不平和海浪影响，在地面时为20 m左右，在海面时为5 m左右。最小拦截高度用相对高度来表示。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

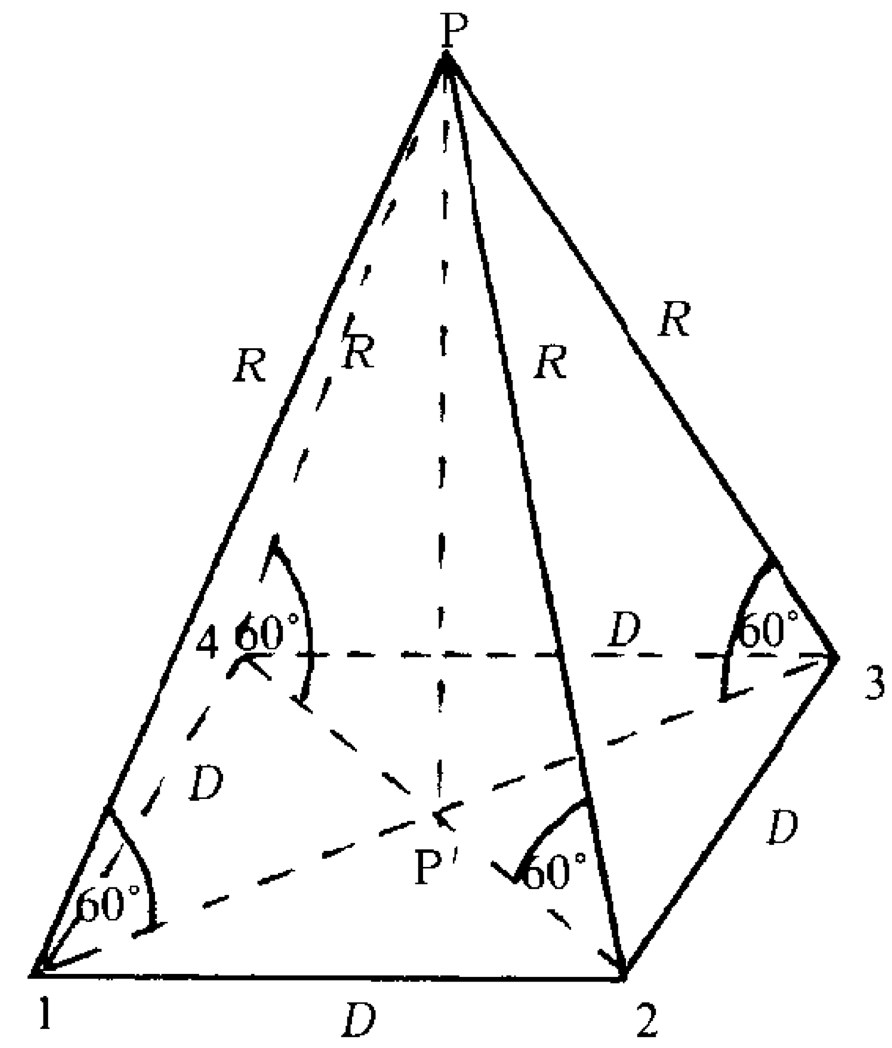
zuixiao lanjie xieju

最小拦截斜距　minimum interception distance　又称最小作战距离。防空导弹有效拦截目标的最小距离。它是防空导弹的一个重要战术技术指标。最小拦截距离决定于导弹的受控时间、初始散布、过载特性和安全性要求等。在受控时间内导弹利用最大可用过载纠正偏差命中目标的最低允许概率，是确定最小拦截距离的根本依据。安全性要求是指导弹摧毁目标和战斗部引爆不毁伤发射阵地的最小距离。第一代防空导弹的最小拦截距离为1～12 km。目前装备的导弹都尽可能缩小这一距离，有些导弹的最小拦截距离已接近500 m。

（撰写：成楚之　审订：金玉华）

zuiyou guance jihe

最优观测几何　optimal observation geometry　外测系统跟踪测量导弹或运载火箭，使其弹道参数的测量精度达到最高时目标与测站间的相对几何关系。理论上通常以弹道参数的测量误差椭球达到最小作为观测几何最优的判别准则。一定测量体制的外测系统的精度，取决于其测量元素精度、试验弹道及布站几何等因素。在工程实践中要力求按最优观测几何布站，使外测系统满足弹道测量精度要求。若对弹道上的某一点进行测量，则多台光学测量设备或脉冲雷达的最优观测几何，是以该点在地面投影点为中心的正多边形，而测站到目标的仰角大致为60°。若对于全弹道测量时，此时最优观测几何的关系比较复杂，但通常要求多站外测系统（设备）的布站沿弹下点轨迹两侧均匀分布，而各站间基线长度要与目标高度相适应，并随其高度增长而增长。



4台雷达测量目标P的最优观测几何示意图

（撰写：刘利生　审订：黄学德）

zuobiao bianhuan

坐标变换　coordinate transformation　不同坐标系之间的转换关系。坐标系之间的变换通过变换公式表示，由平移（坐标原点的移动）和转动（坐标轴绕原点的转动）组成。直角坐标系的平移变换公式为

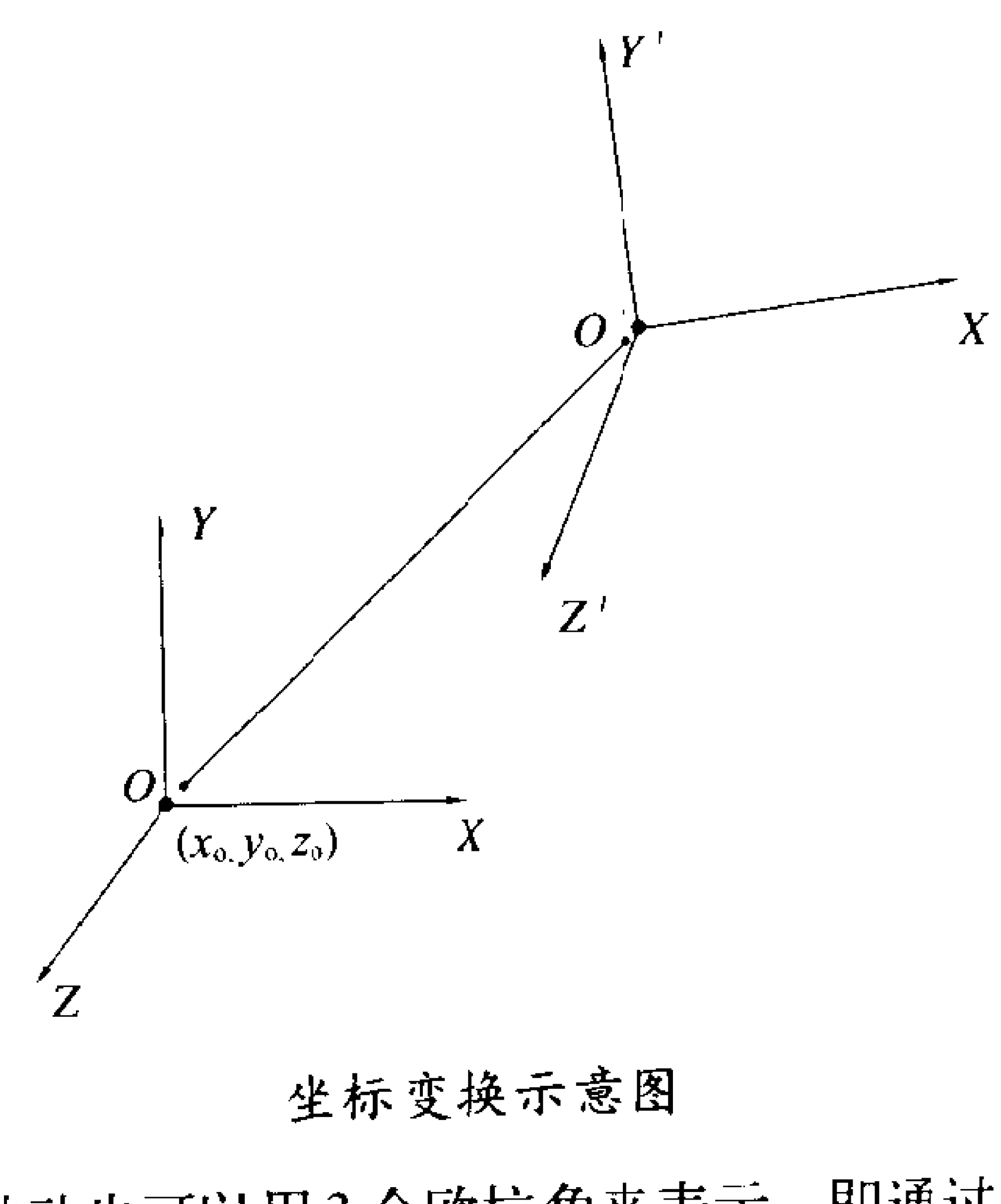
$$x = x' - x_0$$
$$y = y' - y_0$$
$$z = z' - z_0$$

式中 x'，y'，z'为旧坐标；x, y, z为新坐标；x_o, y_o, z_o为新坐标原点在旧坐标系内的坐标。坐标系的转动变换公式由方向余弦组成的系数矩阵表达，转动变换公式为

$$x = l_{11}x' + m_{12}y' + n_{13}z'$$
$$y = l_{21}x' + m_{22}y' + n_{23}z'$$
$$z = l_{31}x' + m_{32}y' + n_{33}z'$$

式中 l_{ij}, m_{ij}, n_{ij} $(i, j=1, 2, 3)$分别为新坐标轴OX, OY, OZ相对旧坐标系的方向余弦。方向余弦组成的系数矩阵L称为转动矩阵。

$$L = \begin{bmatrix} l_{11} & m_{12} & n_{13} \\ l_{21} & m_{22} & n_{23} \\ l_{31} & m_{32} & n_{33} \end{bmatrix}$$



坐标变换示意图

坐标系的转动也可以用3个欧拉角来表示，即通过它的三角

函数来确定转动矩阵的9个方向余弦。 （撰写：余梦伦）

zuocang boli

座舱玻璃 cabin glass 又称座舱透明材料。用于制造飞行器风挡、座舱罩、舷窗和观察窗的材料。早期的飞机座舱罩用无机玻璃（硝酸纤维素）或醋酸纤维素板制造，前者易碎裂，后者易发黄。20世纪30年代后期开始采用有机玻璃（丙烯酸酯塑料）。20世纪50年代以后，发展了定向拉伸工艺，出现了定向有机玻璃，如已广泛使用的轻度交联定向有机玻璃。对于飞行速度大于2.3 *Ma*的飞机，风挡、座舱罩要承受很大的气动加热，需要采用热变形温度更高、韧性更好、抗冲击能力更强的透明材料。20世纪60年代末期出现了航空用聚碳酸酯板，耐热性和韧性都超过有机玻璃。载人飞船、航天飞机和人造卫星的风挡和观察窗采用双层复合结构，即用耐热性很高的高硅氧玻璃或石英玻璃作热屏障层，用热稳定性好、强度高的化学强化铝硅酸盐玻璃作承力层。

（撰写：林敦仪 夏德顺 审订：戴永耀）



国内部分

1 1956年10月8日，中国成立火箭导弹研制机构——国防部第五研究院。著名科学家钱学森担任院长。第五研究院下设10个研究室。



严阵以待的中国地空导弹

2 1960年2月19日，中国发射成功第一枚自行设计制造的试验型液体推进剂探空火箭T-7M。9月，实用型探空火箭T-7发射成功。火箭全长10.32 m，直径0.45 m。

3 1960年11月5日，中国第一枚自制的液体推进剂近程导弹发射成功。

4 1964年6月29日，中国自行设计制造的第一代中近程液体推进剂导弹在甘肃酒泉发射场进行发射试验，取得圆满成功。

5 1965年1月，中国以国防部第五研究院为基础成立第七机械工业部，统一管理导弹、火箭工业的科研、设计、试制、生产和基本建设工作。

6 1966年10月27日，中国第一枚导弹核武器发射成功，核弹头准确命中目标，实现核爆炸。自行设计的中近程导弹和原子弹一起，构成了中国第一代有实战效能的核威慑力量。

7 1966年12月26日，中国研制的中程导弹发射成功。

8 1970年1月30日，中国第一枚两级中远程导弹首次发射试验成功。这是中国多级火箭技术取得的突破，并为发展远程导弹和发射第一颗人造地球卫星创造了条件。

9 1970年4月24日，中国第一颗人造地球卫星“东方红”1号由“长征”1号运载火箭发射成功。卫星质量为173 kg，轨道高度为439 km/2384 km，倾角68.5°。卫星工作正常，性能稳定。



中国研制的部分人造卫星

10 1971年3月3日，中国成功地发射了“实践”1号科学探测和试验卫星，其轨道高度为266 km/1826 km，轨道倾角为69.9°。该星在轨运行8年，向地面发回大量科学试验数据，也为中国研制长寿命卫星积累了经验。

11 1975年11月26日，中国用“长征”2号运载火箭发射一颗返回型遥感卫星，卫星运行3天后按计划回收，使中国成为世界上第三个掌握卫星回收技术的国家。

12 1980年5月18日，中国向南太平洋预定海域成功地发射了远程试验运载火箭。

13 1981年9月20日，中国首次发射一箭三星（“实践”2号、“实践”2号甲、“实践”2号乙）。这些科学实验卫星用以观测磁场、带电粒子以及红外线和紫外线等空间物理现象。

14 1982年10月12日，中国用潜艇从水下向预定海域发射固体导弹获得成功。回收舱准确地溅落在预定海域。



中国潜艇发射战略导弹

15 1984年4月8日，中国用“长征”3号运载火箭成功地发射了一颗国内试验通信卫星。卫星定点于东经125°赤道上空，完成通信试验后，承担了国内部分通信业务。

16 1985年10月25日，中国政府正式宣布将“长征”系列运载火箭投放国际商业卫星发射服务市场。

17 1986年2月1日，中国成功发射首颗实用通信广播卫星“东方红”2号。卫星定点于东经103°赤道上空。1988年3月7日、12月22日和1990年2月4日，中国又先后成功发射3颗“东方红”2号甲实用通信广播卫星，分别定点于东经87.5°、110.5°和98°。

18 1986年3月，中国与瑞典达成协议，用中国的“长征”2号C火箭将瑞典的邮政卫星送入极地轨道。这是中国宣布承揽国际卫星发射业务后所达成的第一个协议，标志着中国开始进入国际商业航天发射市场。

19 1988年9月7日，中国首次用“长征”4号运载火箭发射第一颗太阳同步轨道试验气象卫星“风云”1号。中国气象卫星地面站接收到卫星发送的清晰度很高的可见光和红外图像。

20 1990年4月7日，中国“长征”3号运载火箭成功发射了美国休斯公司制造的“亚星”1号通信卫星，入轨精度达到国际先进水平。该星于4月11日定点于东经105.5°。

21 1990年7月16日，中国新研制的“长征”2号E捆绑式大推力运载火箭首次发射成功。其低轨道运载能力为9 t。它使中国在发射重型卫星能力方面位居世界第四位。这次发射运载了“澳普图斯”模拟星和巴基斯坦第一颗卫星“巴德尔”A。

22 1992年3月22日，中国在用“长征”2号E火箭发射澳大利亚通信卫星时，由于点火控制系统故障而导致火箭紧急关机，发射受挫。但卫星、运载火箭及发射设施未受损失。此后，中国航天部门将每年的3月22日确定为航天质量日。



“长征”2号C运载火箭发射返回式卫星

23 1992年8月9日，中国用新研制的“长征”2号D运载火箭成功地发射了第二代返回式科学探测和技术试验卫星。卫星于当月25日被安全回收。这是中国已发射的13颗返回式卫星中在太空运行时间最长的卫星。

24 1992年8月14日，中国用“长征”2号E运载火箭成功地发射了澳大利亚通信卫星“澳普图斯”B1。这标志着中国具备了发射大型商业卫星的能力。



中国研制的战术地地导弹

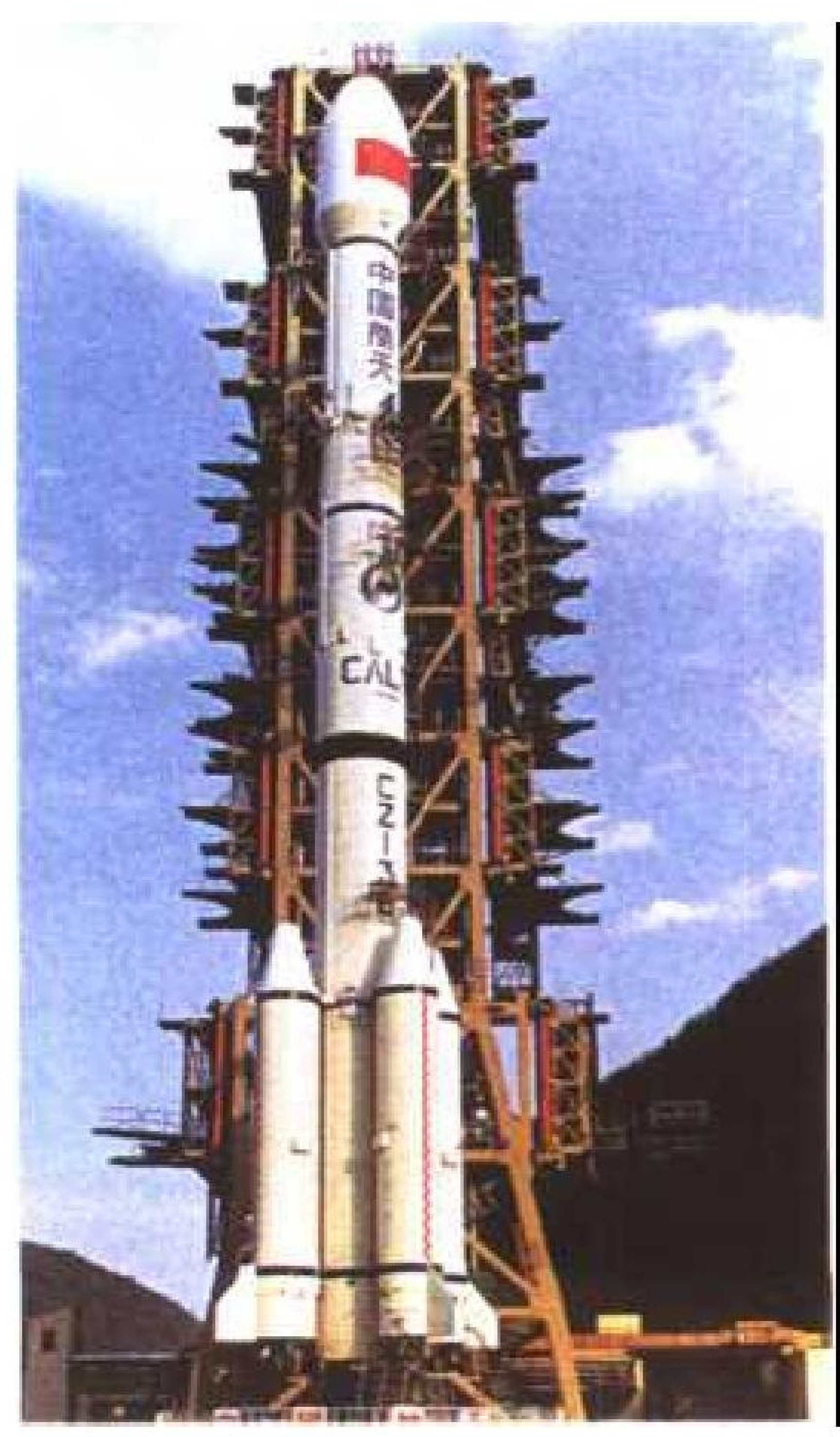
25 1993年6月6日，中国组建航天工业总公司暨国家航天局。

26 1994年2月8日，中国的新型运载火箭“长征”3号A在西昌卫星发射中心发射成功，运载的“实践”4号卫星和一颗模拟星顺利进入预定轨道。“长征”3号A的地球同步转移轨道运载能力为2.6 t。

27 1994年7月21日，中国在西昌卫星发射中心用“长征”3号运载火箭成功发射了“亚太星”1号通信卫星，卫星准确地进入预定轨道。该星的发射成功对促进亚太地区的经济发展和提供电视、广播、通信服务具有重要意义。

28 1994年11月30日，中国在西昌卫星发射中心用“长征”3号A运载火箭发射了新一代通信卫星“东方红”3号，火箭顺利完成任务，但卫星因燃料泄漏未能成功定点。1997年5月12日，第二颗“东方红”3号卫星由“长征”3号A发射升空，同月20日定点成功。

29 1996年2月15日，中国新型“长征”3号B运载火箭在西昌卫星发射中心发射失利。这是该火箭的首次发射。1997年8月20日，“长征”3号B恢复发射并获成功。“长



矗立的“长征”3号B运载火箭

征”3号B的地球同步转移轨道运载能力达到5.1 t。

30 1997年6月10日，中国自行研制的第一代地球静止轨道气象卫星“风云”2号在西昌卫星发射中心由“长征”3号运载火箭发射升空。卫星于当月17日成功定点。2000年6月25日，第二颗“风云”2号发射成功。

31 1997年12月8日，中国“长征”2号C改进型运载火箭在太原卫星发射中心将两颗美制“铱”全球移动通信系统卫星送入预定轨道。到1999年6月12日，该火箭为“铱”星网络进行了6次组网和补网发射，共发射了12颗卫星。

32 1999年1月26日，中国台湾研制的第一颗卫星“华卫”1号在美国佛罗里达州卡纳维拉尔角由洛马公司的“雅典娜”1型运载火箭发射升空。美国TRW公司参与了该卫星的研制工作。

33 1999年5月10日，中国“长征”4号B运载火箭在太原卫星发射中心成功地进行了首次发射，将“风云”1号气象卫星和“实践”5号科学实验卫星送入太阳同步轨道。“实践”5号是我国首颗采用公用平台思想设计的小型科学实验卫星。



中国战略导弹在国庆50周年阅兵式上

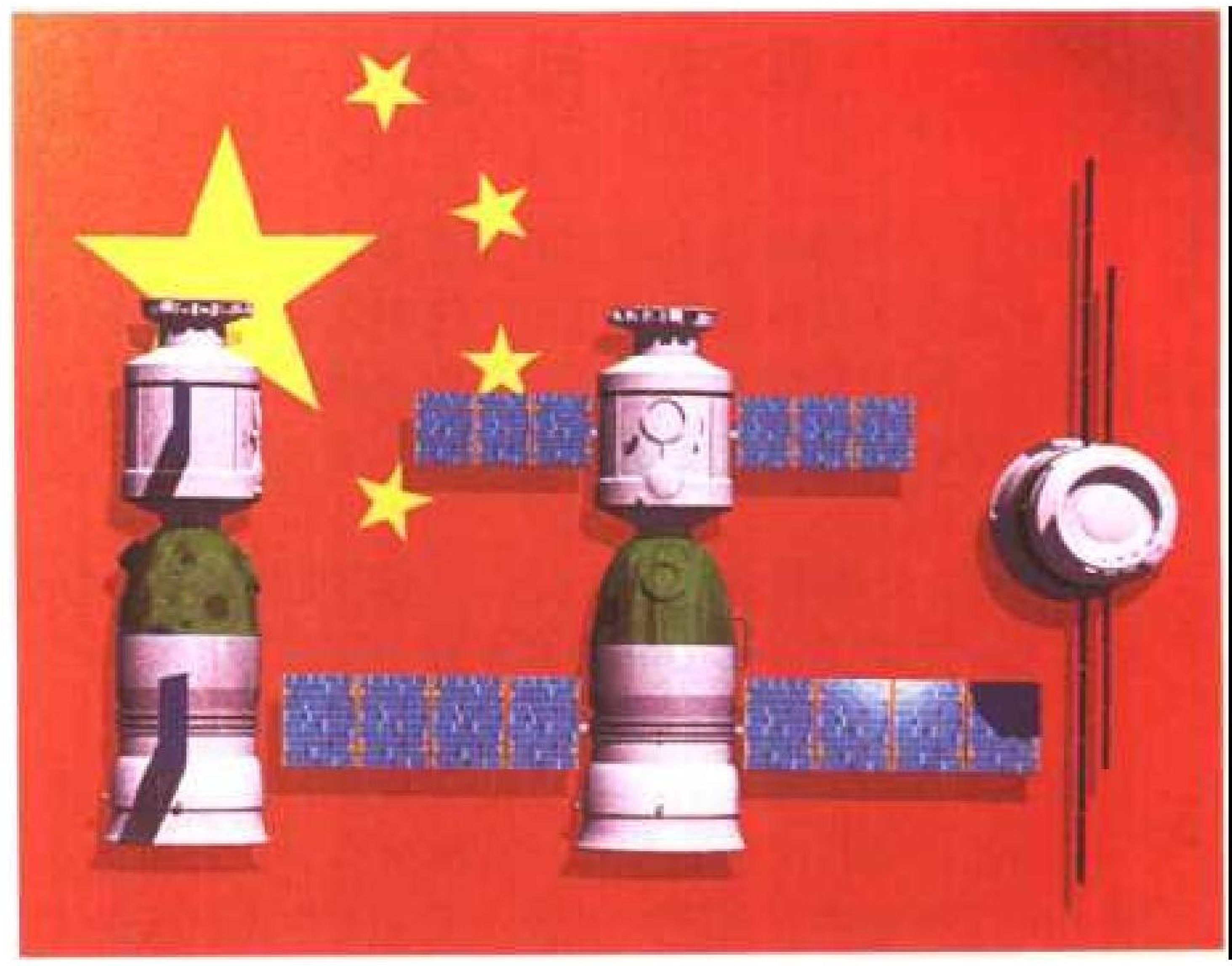
34 1999年7月1日，军工十大集团成立挂牌大会隆重召开，中国航天科技集团公司和中国航天机电集团公司(后者2001年9月6日更名为中国航天科工集团公司)挂牌成立。

35 1999年8月2日，中国在本国境内成功地进行了一次新型远程地地导弹发射试验。

36 1999年10月14日，中国“长征”4号B运载火箭在太原卫星发射中心成功地发射了中国和巴西联合研制的“资源”1号地球资源遥感卫星。这颗卫星是我国第一代传输型对地遥感卫星。

37 1999年11月20日，中国独立研制的第一艘“神舟号”试验飞船在酒泉卫星发射中心由新型“长征”2号F捆绑式运载火箭发射升空，成功地进行了首次不载人飞行试验。飞船于次日顺利返回地面。

38 2000年10月31日，中国“长征”3号A运载火箭成功发射了我国第一颗导航定位卫星——“北斗”导航试验卫星。同年12月21日，又成功发射了第二颗“北斗”导航试验卫星。这两颗卫星构成了“北斗”导航系统，标志着我国拥有了自主研制发射的第一代卫星导航定位系统。该系统是全天候、全天时提供卫星导航信息的区域导航系统，主要为公路交通、铁路运输和海上作业等领域提供导航服务。



“神舟号”飞船

39 2000年11月22日，国务院发表《中国的航天》白皮书。白皮书共分四章：一、宗旨原则；二、发展现状；三、未来发展；四、国际合作。白皮书总结了中国在空间技术、空间应用和空间科学方面所取得的成就；阐述了中国航天的发展目标和发展思路以及国际合作的原则、政策、主要活动和优先领域。白皮书的发表，充分体现了中国政府对航天事业的关心和支持。

40 2001年1月10日，中国“长征”2号F运载火箭在酒泉卫星发射中心成功发射了“神舟”2号无人试验飞船。飞船在完成预定空间科学和技术试验任务后，于2001年1月16日在内蒙古中部准确返回。这是我国载人航天工程的第二次飞行试验。“神舟”2号是我国第一艘正样无人飞船。



发射飞船的“长征”2号F运载火箭

（撰写：李双庆 孙广勃 审订：刘恒振）

国 外 部 分

1 1883年，俄罗斯的齐奥尔科夫斯基在“外层空间”一文中发表了反作用推进理论，证明火箭能在宇宙真空环境中工作。他于1903年发表了“利用火箭推进的飞行器探索宇宙”一文，建立了宇宙航行理论。

2 1919年，美国的戈达德发表了“达到极大高度的方法”一文，论述了火箭运动的基本数学原理。

3 1923年，德国奥伯特论述火箭飞行原理的《飞往星际空间的火箭》出版。翌年，齐奥尔科夫斯基论述多级火箭概念的《串联宇宙火箭》出版。上述工作为航天技术的发展奠定了理论基础。

4 1926年3月16日，戈达德在美国马萨诸塞州试射了世界上第一枚液体推进剂火箭。

5 1930年，格鲁什科设计出苏联第一台液体推进剂火箭发动机。

6 1933年11月25日，苏联第一枚液体推进剂火箭发射成功。

7 1942年10月3日，世界上第一枚弹道导弹——德国的A-4，即后来的V-2导弹从佩内明德试射成功，射程190 km。



V-2导弹

8 1944年9月7日，德国向英国发射第一枚V-2导弹；至1945年3月27日为止，共向伦敦地区发射了约1120枚。战后，美苏均以这种导弹为基础发展弹道导弹技术。

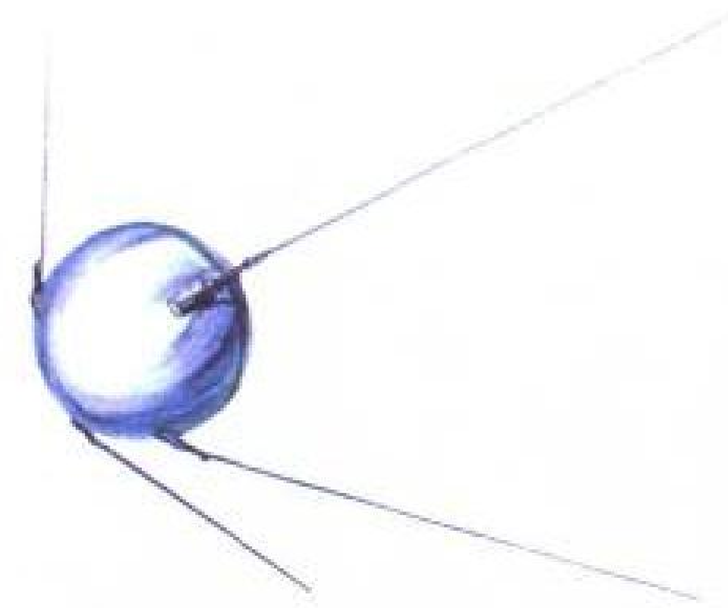
9 1948年，苏联SS-1地地弹道导弹首次飞行试验成功。该导弹是以V-2导弹为蓝本略加改进而成的，是苏联最早研制成功的地地弹道导弹。

10 1953年5月，美国首次试射“红石”地地弹道导弹，它是美国最早装备核弹头或常规弹头的战术弹道导弹。

11 1957年6月11日，美国第一种大型液体推进剂洲际弹道导弹“宇宙神”首次试射失败。该导弹在1957～1962年间共进行了87次研制性飞行试验，成功59次，失败28次。

12 1957年8月21日，苏联从拜科努尔航天中心成功地发射了其第一代洲际导弹P-7（SS-6），射程为8000 km。

13 1957年10月4日，苏联在拜科努尔航天中心成功地发射了人类第一颗人造地球卫星——“人造地球卫星”1



苏联发射的世界上第一颗人造地球卫星

号。该星呈球形，外径0.58 m，重83.6 kg，外装4根鞭状天线。其运载工具为由P-7（SS-6）洲际导弹改装而成的“卫星号”运载火箭。卫星运行轨道为椭圆形，近地点215 km，远地点947 km，倾角65°，运行周期96.2 min。该卫星运行了92天，绕地球1400圈。

14 1958年1月31日，美国成功地发射了其第一颗人造地球卫星“探险者”1号。该卫星重4.8 kg（连同共同入轨的火箭末级共重14 kg），由“朱诺”1型运载火箭送入椭圆形轨道。轨道近地点360 km，远地点2549 km，倾角33.24°。这颗卫星首次发现了地球周围存在环形辐射带，即范·艾伦辐射带。

15 1959年1月2日，苏联发射的“月球”1号月球探测器由于方向偏离，而从距月球5955 km处飞过，进入环绕太阳的运行轨道，成为第一颗人造行星。同年9月13日，苏联发射的“月球”2号探测器在月面上成功地硬着陆，成为世界上第一个登陆月球的人造物体。

16 1960年4月1日，美国成功地发射了世界上第一颗气象卫星“泰罗斯”1号。该星重119 kg，轨道高度692 km/740 km，星上携带了两部电视摄像机。它在78昼夜的运行期间，向地面传送了22952张云图。



“三叉戟”潜地战略导弹

17 1960年4月13日，美国海军发射成功世界上第一颗试验型导航卫星“子午仪”1B。该星重121 kg，轨道高度为373 km/745 km，倾角51°。此后，美国又发射了数十颗“子午仪”卫星，组成和维持导航星座，为军、民用户提供二维定位。1996年，该系统停止使用，而由GPS接替。

18 1960年7月20日，美国海军首次成功地从水下发射一枚“北极星”A1型潜射导弹。这种导弹是美国最早研制的潜地中程弹道导弹。该弹长8.69 m，直径1.37 m，起飞质量12.9 t，投掷质量454 kg，采用两台固体火箭发动机推进，射程2200 km，命中精度（CEP）1850 m。“北极星”导弹1960年底开始服役，1965年退役。后美国又研制了“海神”和“三叉戟”潜地战略导弹。

19 1960年8月12日，世界上第一颗无源通信试验卫星“回声”1号由美国航空航天局发射成功。这颗卫星在空间膨胀成直径30.5 m的气球，利用表面反射使相隔几千千米的美国新泽西州和英国柴郡之间的两个地面站实现了往返发送无线电信号。

20 1961年2月12日，苏联发射“金星”1号探测器，这是人类首次向太阳系其他行星发射探测器。其任务是探测金星周围空间。同年5月19～20日该探测器在距金星约10万千米处飞过。

21 1961年4月12日，苏联航天员尤里·加加林少校成为世界上第一位进入太空轨道飞行的人。他乘坐的“东方”1号宇宙飞船由“东方号”火箭从拜科努尔航天中心发射，顺利地进入近地点181 km，远地点327 km，倾角65°的椭圆形轨道，在飞行了108 min、绕地球一圈后，在苏联境内萨拉托夫附近安全着陆。

22 1962年8月11～15日，苏联航天员尼古拉耶夫少校乘坐由“东方号”运载火箭发射的“东方”3号载人飞船首次实现从飞船上向地面转播航天员在太空活动的电视实况。8月12～15日，苏联航天员波维奇中校乘坐“东方”4号载人飞船与“东方”3号首次实现了两艘飞船的编队飞行。“东方”4号与“东方”3号曾经靠近到6.5 km。

23 1962年10月31日，美国成功地发射了世界上第一颗对地测量卫星“安娜”1B。其轨道为高约1100 km的近圆形轨道。它由美国军方和航空航天局共同使用，主要用于测量地球表面各个目标点的精确位置，精度达10 m级。

24 1963年2月14日，美国成功地发射了世界上第一颗地球静止轨道试验通信卫星“辛康”1号。同年7月26日，美国成功地发射了“辛康”2号通信卫星，该星提供美国同欧洲、非洲之间的军事通信。同年8月19日，美国发射“辛康”3号地球静止轨道通信卫星。10月份用它向美国转播了东京奥运会实况。

25 1963年10月17日，美国用“宇宙神-阿吉纳”D型运载火箭成功地将两颗核爆炸探测卫星及一颗美国空军委托发射的四面体研究卫星发送到预定轨道。这是世界上第一次成功地采用一箭三星的发射技术。

26 1963年11月27日，世界上第一种采用液氢为燃料、液氧为氧化剂的火箭——“半人马座”上面级试射成功。“半人马座”安装两台RL10A-3-3A低温多次启动发动机、全长9.15 m，直径3.05 m，真空推力146.8 kN。发动机两次点火工作，第一次点火工作560.3 s，第二次点火工作175.4 s。“半人马座”可作为“宇宙神”、“大力神”等运载火箭的上面级，也可由航天飞机携载至空间用以发射卫星。

27 1964年7月20日，世界上第一台离子式电火箭发动机在美国进行试验，推力为0.0267 N。从那以后，电火箭发动机得了较快的发展，美、苏、欧洲都研制了多种类型的电火箭发动机，并应用在多种卫星和其他航天器上。

28 1965年3月18日，苏联航天员列昂诺夫成为世界上第一位在太空行走的人。他在乘坐“上升”2号飞船在轨飞行期间，通过可伸缩的气闸舱，进入开放的宇宙空间，由一条缆索系在飞船上，在太空中飘浮了10 min。

29 1965年4月23日，苏联第一颗通信卫星从拜科努尔发射成功。该星是苏联主要通信卫星系列——“闪电号”卫星系列中的第一颗。该星轨道高度为548 km/39957 km，倾角65°，俗称“闪电”轨道。一颗卫星能保证苏联在一天内通信8～10 h，也用于苏联同东欧国家之间的通信。

30 1968年10月11日，美国“阿波罗”登月计划首次进行载人飞行试验，航天员坎宁汉和艾希尔乘坐“阿波罗”7号宇宙飞船由“土星”1B运载火箭发射入环绕地球飞行的轨道。同年12月21日，美国发射“阿波罗”8号载人月球飞船成功。这是世界上第一艘飞到月球附近的载人飞船，飞船载3名航天员，绕月飞行10圈后，返回地球，在太平洋上安全溅落。

31 1969年7月20日，美国3名航天员阿姆斯特朗、柯林斯和奥尔德林乘坐“阿波罗”11号飞船抵达月球区域。当天下午4时17分，阿姆斯特朗和奥尔德林乘登月舱在月面静海着陆。尔后，他们出舱踏上月球，实现了人类首次登月的壮举。在月面活动2 h 31 min 40 s、收集了22 kg月岩和月壤样品之后，他们乘登月舱起飞，与由柯林斯驾驶绕月飞行的指挥舱会合，然后一同返回地球，于24日安全溅落。

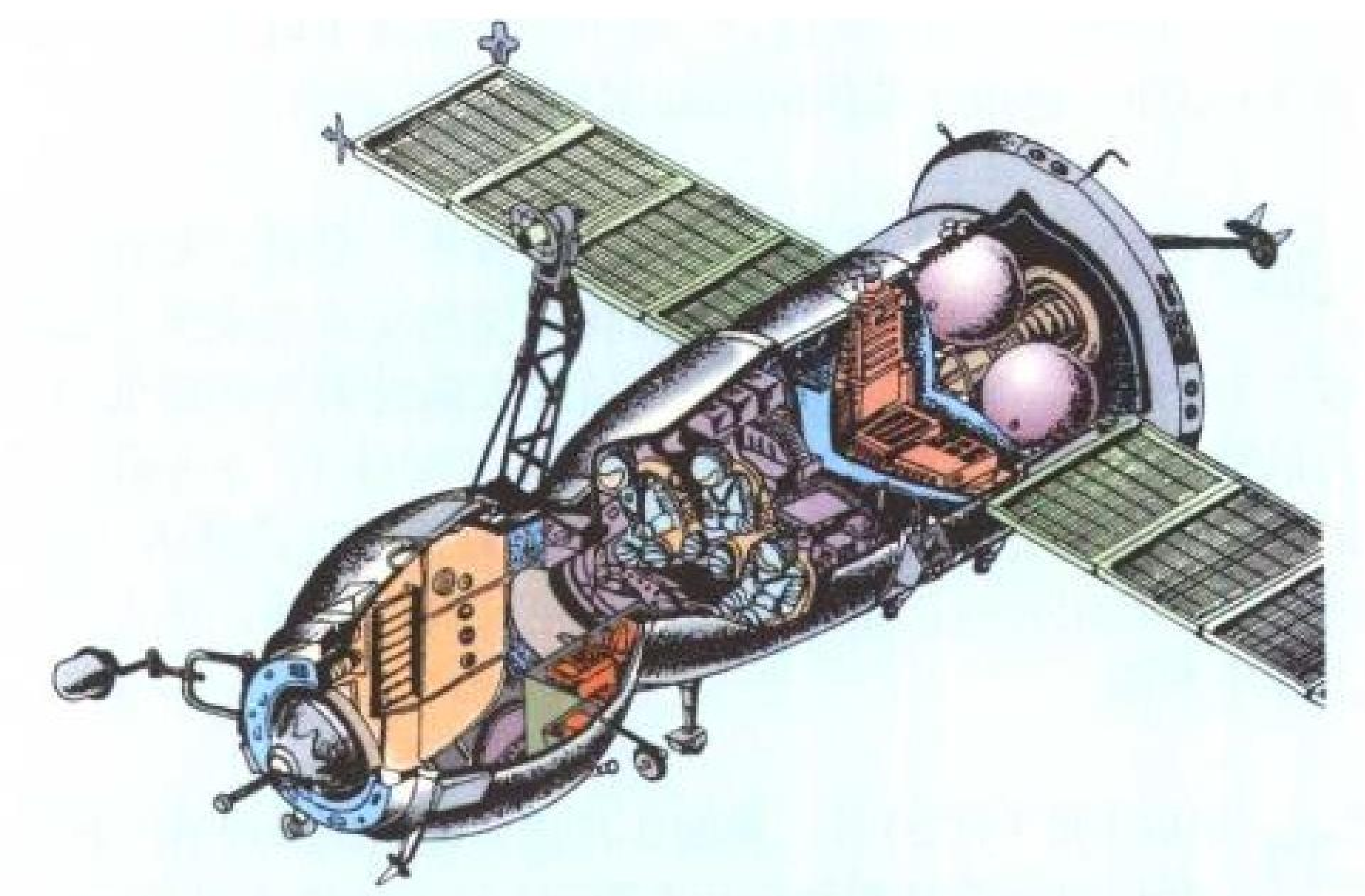


美国航天员登上月球

32 1970年6月，美国“民兵”3地地战略弹道导弹服役。该型导弹是美国第一种装有分导式多弹头的战略导弹。它于1964年开始方案论证，1966年开始研制，1968年8月进行首次飞行试验，1970年7月结束研制性飞行试验，1975年6月完成部署。现部署550枚。该弹长18.26 m，弹径1.67 m，起飞质量34.5 t，采用固体火箭发动机推进，地下井部署。它装3枚分导式弹头，威力为335 kt × 3 TNT当量（MK12A型），射程9800～13000 km，命中精度（CEP）185～227 m（MK12A型）。

33 1971年4月19日，苏联成功地发射了世界上第一座载人空间站“礼炮”1号，进入200～250 km，倾角51.6°的轨道。该站总重约18.9 t，全长14 m，由对接舱、轨道舱和服务舱3部分组成。对接舱有一个舱口可同“联盟号”飞船对接并供航天员出入。“礼炮”1号发射时未载人，航天员由接下来发射的“联盟”11号飞船送入空间站。

34 1971年6月6～29日，3名苏联航天员乘坐“联盟”11号飞船飞往“礼炮”1号空间站，并与其进行了对接。3名航天员进入空间站生活和工作了22天，进行了大量科学试验和空间站系统功能试验。这是人类首次在空间站中生活和工作。6月29日他们离开空间站返回地面，但由于在返回过程中座舱漏气而骤然减压，致使3名航天员全部殉难。



前苏联／俄罗斯的“联盟号”宇宙飞船

35 1972年3月3日，美国发射“先驱者”10号宇宙探测器。其上携带有向地外智慧生命展示地球人类信息的金属铭牌。1976年2月10日，“先驱者”10号穿过土星轨道。1983年6月13日，该探测器越过海王星轨道，成为第一个飞离太阳系的人造飞行器（此时冥王星处于近日位置，因此，海王星成为太阳系中最靠外的行星）。1997年3月31日，在飞行25年、距地球约100亿千米之后，“先驱者”10号不再与地球联系。

36 1972年7月23日，美国成功地发射了第一颗地球资源卫星。该星重891 kg，轨道高度901 km/920 km，倾角99°，观测范围覆盖地球所有大陆。这颗卫星后来改称为“陆地卫星”1号。目前“陆地卫星”系列已发展到“陆地卫星”7号（1999年4月15日发射）。该卫星系列是世界上最著名的地球资源卫星系列之一，主要用于观测作物、植被、能源、环境和地质变化等。

37 1973年5月14日，美国“天空实验室”空间站由最后一枚“土星”5号运载火箭发射入轨，在飞行过程中其防护罩和一个太阳帆板被吹掉，另一个太阳帆板被卡住未展开。其轨道高度为422 km/442 km，倾角50°。同年5月25日，美国发射载有3名航天员的“天空实验室”2号飞船，与“天空实验室”空间站对接并对其进行了修理，使其恢复正常功能。

38 1973年10月，在第四次中东战争中，埃及和叙利亚用苏制SA-6导弹击落了不少以色列飞机。SA-6是一种机动式全天候中近程中低空地空导弹武器系统，它是世界上第一种采用整体式固体火箭冲压发动机的导弹。

39 1975年6月8日，苏联发射“金星”9号探测器。该探测器同年10月22日进入环绕金星飞行轨道时，向金星释放着陆舱。着陆舱从金星表面向地球发送探测数据53 min，首次发回有关金星表面情况的电视图像，测定金星表面大气压约为9 MPa，温度为485 ℃。

40 1975年7月15～24日，苏联2名航天员和美国3名航天员分别驾驶“联盟”19号飞船和“阿波罗”18号指令服务舱／对接舱，一起参加“阿波罗—联盟”试验飞行计划。17日，“阿波罗”18号与“联盟”19号进行了对接，共同飞行了2天。其间，两艘飞船进行了对接、分离和再次对接、分离，圆满完成试验飞行。

41 1977年8月20日，美国发射“旅行者”2号行星探测器。该探测器主要用于飞近探测木星（1979年7月）、土星（1981年8月）、天王星（1986年1月）和海王星（1989年）。探测器至1999年初已飞离地球86亿千米。同年9月5日，美国又发射了“旅行者”1号探测器，执行类似的任务。

42 1979年12月24日，欧洲空间局在法属圭亚那库鲁航天发射场成功发射了“阿里安”1运载火箭。这是“阿里安”系列运载火箭的首次发射，它使欧洲从此进入国际航天发射市场，也标志着欧洲航天技术达到了一个新的水平，欧洲的航天活动也以此为开端，进入快速发展的新阶段。“阿里安”系列运载火箭已历经“阿里安”1、2、3、4、5各型的发展。



美国航天飞机准备发射

43 1981年4月12日，美国研制的世界上第一架航天飞机“哥伦比亚号”从肯尼迪航天中心发射，进行首次载人轨道飞行试验。这次发射载2名航天员，试验了航天飞机的各个主要系统。“哥伦比亚号”绕地球飞行36圈，历时54 h 21 min，14日安全返回爱德华兹空军基地。航天飞机的问世使天地往返运输技术进入一个崭新的阶段。

44 1982年11月11～16日，美国“哥伦比亚号”航天飞机进行首次发射卫星飞行。在298 km的轨道上，航天飞机货舱内的弹射装置首先将2颗通信卫星弹出，随后上面级火箭将卫星成功地推入地球静止轨道。这一新技术标志着航天飞机已进入商业应用阶段。

45 1983年3月，美国提出“战略防御倡议”(SDI)，俗称“星球大战”计划。该计划的目的是研究、研制、验证、部署一个保护美国及其盟国的反弹道导弹系统。最初的设想是建立4层拦截网，拦截3000枚来袭导弹，并为此研制多种天基和地基的新概念拦截武器和侦察预警手段。1984年，美国国防部设立战略防御计划局。据该局估算，SDI第一阶段研制、部署的费用为1030亿美元。在该计划提出后的10年间，美国为此进行了大量创新性的开发研究。

46 1983年4月4日，美国发射了世界上第一颗跟踪和数据中继卫星TDRS-1。该星先由航天飞机携带到低地轨道，然后由“惯性上面级”将其向预定轨道推进。由于上面级发生故障，TDRS-1不得不依靠自身的控制推力器经过30次点火缓慢地向预定位置靠近，6个月以后才终于定点于西经49°的赤道上空。

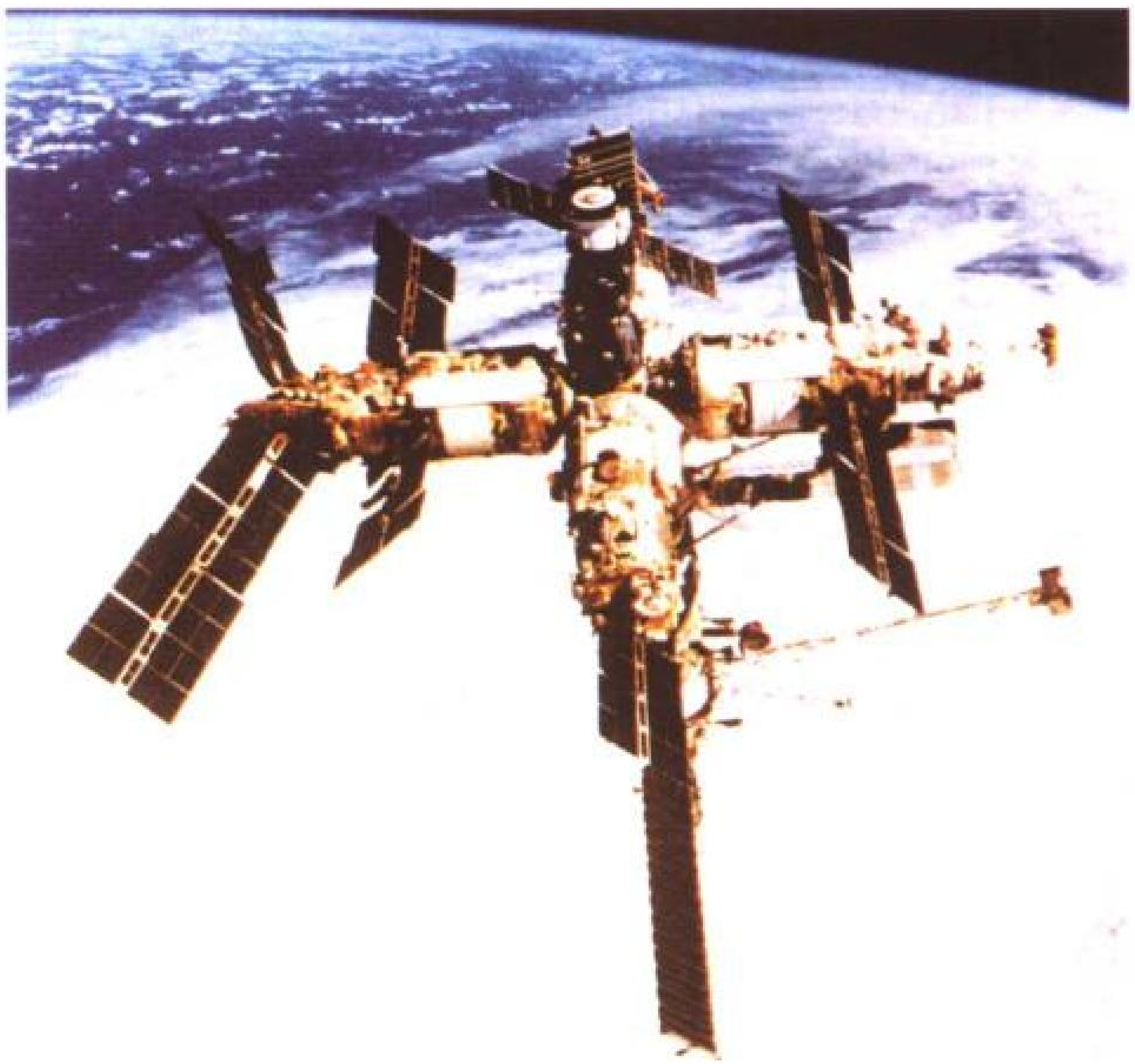
47 1983年6月17日，美国第四代大型固体洲际弹道导弹“和平保卫者”(MX)进行第一次研制性飞行试验。该型导弹具有投掷质量大、精度高等优点，可携带10枚分导式子弹头，威力为475 kt × 10 TNT当量，射程11100 km，命中精度90～120 m，1986年12月开始服役，部署于地下井中，至1993年，共部署了50枚。根据美俄《第二阶段削减战略武器条约》，2003年前这50枚导弹将全部拆除。

48 1984年1月25日，美国总统里根批准研制长久性载人空间站的计划。该空间站是继航天飞机之后美国主导的又一宏伟的航天工程，最初命名为“自由号”，参加者有美国、欧洲空间局、日本、加拿大等。后改名为“阿尔法”，并吸收俄罗斯和巴西参加。最后定名为“国际空间站”(ISS)。国际空间站的设计方案和计划经费多次变动，直到10年以后的1994年才基本确定下来。根据目前的计划安排，该空间站将于2005年建成，历时20年。

49 1984年2月7日，在乘美国“挑战者号”航天飞机飞行中，航天员布鲁斯·麦坎德利斯首次使用背负机动装置离开航天飞机，成为世界上第一个在太空自由飞行的人。4月10日，“挑战者号”再次升空，用机械臂将发生故障的“太阳峰年卫星”抓回货舱进行了维修，然后又放回轨道，首次验证了航天飞机的空间维修能力。

50 1986年1月28日，美国“挑战者号”航天飞机在升空后73 s时爆炸，7名航天员全部遇难，造成世界航天史上机毁人亡的空前悲剧。事故原因是固体火箭助推器的密封环被烧穿，造成火焰外泄，烧到液氢／液氧外贮箱，引起外贮箱爆炸。这次事故使航天飞机停飞了两年零八个月，并促使美国改变了单纯依靠航天飞机的政策，再次全面发展一次性运载火箭。

51 1986年2月19日，苏联从拜科努尔航天中心用“质子号”运载火箭成功地发射了其第三代空间站——“和平号”的核心舱。该舱有6个对接口，可对接各种专业组合舱、“联盟号”载人飞船和“进步号”货运飞船。核心舱的发射质量为20.9 t，对接上各种舱段和飞船后质量为135 t。“和平号”轨道高度为300～400 km，倾角51.6°，最多可有6名航天员上站工作和生活。



在太空中运行的“和平号”空间站

52 1986年4月，美国开始研制“国家空天飞机”(NASP)试验机，意在验证水平起降高超声速大气层内外往返飞行技术，为21世纪初研制出全尺寸高超声速空天飞机奠定技术基础。试验机代号X-30，选用升力体设计，机身下部装超声速燃烧冲压喷气发动机。因遇到严重的技术、预算和进度问题，该计划于1994年下马。但美国航空航天局和美国空军仍继续实施各自的超声速燃烧冲压喷气发动机验证计划。

53 1988年11月15日，苏联第一架不载人航天飞机“暴风雪号”发射成功。它由“能源号”大型运载火箭送入太空。该航天飞机绕地球运行2圈后，于当天安全着陆。这一成功是苏联航天事业的一项重大成就。苏联航天飞机的外形与美国航天飞机相似，长36.4 m，设计最大发射质量105 t，最大有效载荷质量可达30 t。

54 1990年4月5日，美国轨道科学公司研制的“飞马座”空射运载火箭由B-52型飞机在空中投放后发射，将2颗小型卫星送入近地轨道。这是世界上第一种、也是迄今唯一正式应用的空射运载火箭。空射运载火箭的发射位置灵活；所需地面设施和人员勤务少；发射场安全问题少；可快速频繁发射；因高空空气阻力小，加上载机赋予的初始动能，从而可提高推进效率和有效载荷比。

55 1990年4月24日，“发现号”航天飞机将美国和西欧联合研制的价值15亿美元的“哈勃”空间望远镜送入轨道。它是当时世界上最昂贵、技术最复杂的天文卫星，主要用于研究天体起源，测量天体亮度和位置，探测太阳系、银河系和河外星系。“哈勃”望远镜初始质量为10.843 t，轨道高度约600 km，倾角28.5°，设计寿命15年，可由航天飞机进行维修。

56 1991年，海湾战争期间，大约有6大类12种60多颗军用及民用卫星被用于情报收集、通信、导航、预警和气象预报，这是人类首次大规模地将卫星技术用于战争。在此次战争中，动用了地地战术导弹、巡航导弹、防空导弹、空空导弹、反坦克导弹、空地导弹、反舰导弹、反辐射导弹等大量的导弹及制导炸弹，使用导弹种类之多，也是前所未有的。

57 1993年5月13日，美国宣布“战略防御倡议”（SDI），即“星球大战”计划改名为“弹道导弹防御”（BMD）计划。重新调整的“弹道导弹防御”计划，反映了美国对冷战后世界形势发生重大变化的认识。整个“弹道导弹防御”计划由3部分组成：“战区导弹防御”（TMD）计划；“国家导弹防御”（NMD）计划和“先进技术发展战略”（ATDS）计划。

58 1993年8月18日，美国麦道公司研制的“三角快帆”单级入轨运载器缩比模型火箭DC-X首次试飞，上升高度80 m。该试验目的是验证火箭的系统结构、垂直起降技术和综合控制技术。“三角快帆”的全尺寸方案DC-Y高38.7 m，发射质量458 t，垂直起飞和降落，完全重复使用，可将4.5 t有效载荷送入740 km高的极轨道，或将10 t有效载荷送入低地轨道。

59 1994年3月10日，美国“德尔它”2-7925火箭发射一颗2A型“导航星”。3月28日，这颗卫星与其他已在轨的“导航星”完成GPS导航星座的组网。至此，GPS导航星座完全建成并开始全面提供服务。GPS系统是美国的军民两用天基无线电定位、导航和报时系统，兼可进行核爆炸探测。它可为全世界的用户提供服务，具有现实和潜在的巨大的军事、经济和科技效益。

60 1994年11月15日，俄罗斯“和平号”空间站上的宇航员波利亚科夫创下了542天的累计太空停留时间纪录（原纪录541天）。这次进站的发射时间是1994年1月8日，到1995年3月22日他返回地面时为止，他还创造了437天的连续飞行时间纪录。这个纪录迄今无人打破。

61 1995年6月29日，美国航天飞机与俄罗斯“和平号”空间站实现首次对接。到1997年6月，美国共派出9架次航天飞机同“和平号”空间站对接，利用该空间站为国际空间站的在轨组装工作做准备。

62 1996年6月4日，“阿里安”5运载火箭首次发射失败。欧洲斥巨资研制的这种大型运载火箭升空仅30 s就发生了爆炸，4颗科学卫星被毁。“阿里安”5第一级采用氢氧低温发动机，两侧捆绑大型固体火箭助推器，上面级使用可贮存推进剂，地球同步转移轨道运载能力为6 t。随后的两次鉴定发射一次部分成功，一次成功。1999年12月10日，“阿里安”5进行了首次商业发射。该火箭正在进行一系列改进，到2005年，其地球同步转移轨道运载能力将达12 t。



“阿里安”5运载火箭

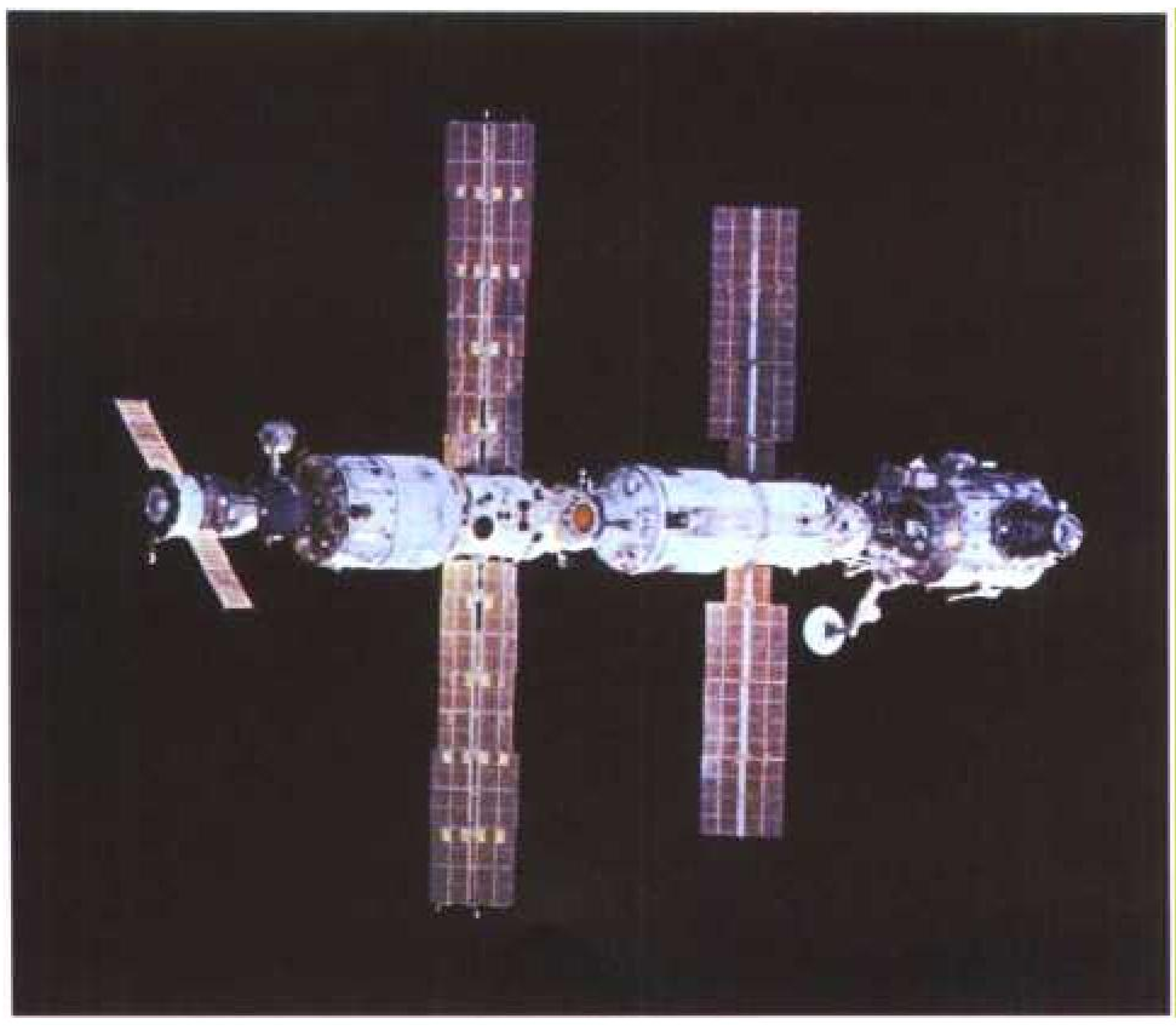
63 1997年10月15日，美国发射“卡西尼”土星探测器。“卡西尼”探测器是美国航天史上最重、造价最高的一颗深空探测器，重5.82 t。它将用近7年时间，迂回35.4亿千米，于2004年7月飞抵土星上空。进入土星轨道后，它将绕土星飞行至少74圈，对庞大的土星系统进行探测。“卡西尼”上还载有欧洲空间局建造的“惠更斯”探测器，用于对土卫六进行着陆探测。

64 1997年12月24日，俄罗斯开始部署“白杨”M战略导弹。首批2枚地下井部署型“白杨”M部署在塔吉谢沃导弹基地。“白杨”M射程10500 km，可采取地下井和公路机动两种部署方式，是俄罗斯20世纪90年代研制、部署的最新型战略导弹，也是90年代国外部署的唯一新型陆基洲际弹道导弹和目前国外性能最先进的单弹头战略弹道导弹。它将成为俄陆基战略导弹的主要力量。1998年12月27日，第一个“白杨”M导弹团正式开始作战值班。



俄罗斯“白杨”地地战略导弹

65 1998年11月20日，俄罗斯“质子号”运载火箭发射了国际空间站的第一个组件“曙光号”功能货舱，国际空间站开始在轨组装。站上的各种设备和舱段将利用火箭和航天飞机分45次送入轨道。



国际空间站在2000年12月时的组装情况

66 1999年3月25日，北约开始大规模空袭南联盟。在这次战争中，北约为进行情报搜集、通信、指挥、导航、气象预报等，动用了15种以上的卫星系统、50颗以上的军用和民用卫星；精确制导武器的使用比例大幅度提高，达70%以上，其中很多导弹和炸弹都采用了GPS制导。这次战争表明，信息战、导弹战已成为现代战争的重要模式，中远程精确打击已成为重要的毁伤手段。

67 1999年3月27日，四国合作研制的海上发射系统首次进行鉴定性发射。该系统主要由指挥控制船、发射平台和“天顶”3SL型运载火箭组成，能把5 t重的有效载荷送入地球同步转移轨道。整个项目由美国波音公司牵头，参加者有俄罗斯能源科研生产航天中心、乌克兰南方设计局／机械制造联合体和挪威克瓦内尔造船公司。该系统的主要优点是可选择在赤道海域发射，以充分利用地球的自转和低纬度条件。同年10月9日，该系统进行了首次商业发射。

68 1999年10月2日，美国开始进行“国家导弹防御”（NMD）系统拦截试验。NMD计划旨在部署一种可拦截数枚射向美国的洲际弹道导弹的系统。该系统由陆基拦截弹、地基雷达、空间导弹跟踪系统和作战管理、指挥、控制与通信系统4部分组成。首次拦截试验据称取得了成功，但2000年1月18日和同年7月7日进行的第二和第三次拦截试验均告失败。NMD计划因可能引发新的军备竞赛而遭到国际社会谴责。

69 2000年3月17日，铱公司宣告破产。“铱”卫星系统是世界上第一个投入实用的大型低轨道移动通信卫星系统，开创了全球个人通信的新时代，曾于1998年被美国《大众科学》杂志评为最佳产品之一。该系统由66颗低轨道卫星组成，耗资57亿美元，于1998年11月1日投入运营。但由于系统及其服务上的不足，该系统启用后销路不畅，迫使铱公司于1999年8月申请破产保护，并最终酿成了航天史上最大的一桩破产案。

70 2000年10月31日，国际空间站第一个长期乘员组乘俄罗斯“联盟号”运载火箭发射的“联盟”TM31号载人飞船升空，两天后进驻该站，拉开了人类在国际空间站上长期居住的序幕。参加这次飞行的3名航天员是美国的威廉·谢泼德以及俄罗斯的尤里·吉德津科和谢尔盖·克里卡廖夫。他们完成了站上设备的安装调试和多项科研工作。

71 2001年3月23日，俄罗斯“和平号”空间站离轨再入，坠毁于南太平洋预定海域。“和平号”是世界上第一座采用舱段组合式设计的空间站，也是20世纪质量最大、在轨工作时间最长和技术领先的航天器。它由核心舱及5个专用实验舱组成。12个国家的135名航天员在站上进行了大量的科研工作。“和平号”共在轨运行15年，大大超出原定5年的设计寿命。安全方面的担心和资金不足是俄政府决定让“和平号”退役的重要原因。

（撰写：李双庆　孙广勃　审订：刘恒振）

INDEX OF ARTICLES

ability of anti-nuclear-radiation 292
ablation 399
ablative coating 400
ablative material 400
ablative thermal protection 400
abrasion-resistant rubber 349
absolute blackbody 285
absolute charging of spacecraft 214
access area 502
accumulator 501
accuracy distribution for missile weapon system 75
accuracy of orbit prediction 190
accuracy of target dynamic characteristic measurement 344
accuracy test of missile fire control system 67
accurate trajectory 279
acquisition aim system 516
acquisition circuit 276
activation time 260
active defense 257
active homing guidance 566
active thermal control system 566
actuator 124
acute hypoxia 263
adaptive control system 577
adaptive electronic warfare technique 577
adhesion and coldwelding 351
adjustable throat nozzle 357
advanced flexible reusable surface insulation (AFRSI) 489
advanced research of space technology 207
Advanced Spaceborne Thermal Emission and Reflection Radiometer (ASTER) 167
Advanced Visible and Near Infrared Radiometer (AVNIR) 167
aerodynamic characteristics 317
aerodynamic cross-coupling 364
aerodynamic deceleration system 364
aerodynamic heating of reentry body 534
aerodynamic interference 317
aeroelasticity 365
aerojet engine characteristic 318
aerojet engine thrust 318
aero-optical effect 364
aerospace plane 319
aerospace project 223
aerospace standard 521
aerospace tracking, telemetry and command 200
aerospace tracking, telemetry and command network 200
aerospace tracking, telemetry and command station 201
aerostat cruise missile defense system ... 158
aggregate level simulation protocol (ALSP) 284
aging 324
aiming equipment on submarine 442
aiming system 341
air bearing gyroscope 365
air conditioning and purification tractor . 320
air cylinder vehicle 31
air defense antiradiation missile 117
Air Defense Initiative (ADI) 146
air defense missile 143
air defense missile C^3I system 144
air defense missile launch control 144
air defense missile system 145
air defense missile weapon system ... 145
air defense missile weapon system simulation 145
air defense system 146
air duct 317
air filter 318
air supply vehicle 368
air-based interceptor concept 257
air-based kinetic interception weapon ... 298
airborne antiradiation missile 256
airborne early warning/ground equipment integration system 257
airborne infrared detection system ... 256
airborne laser intercept system 256
aircraft flight training 150
air-dryer heat exchanger 318
airflow-guided channel 81
airfoil profile 515
airglow 366
air-launched cruise missile (ALCM) 319
air-launched launch vehicle 320
airlock 368
airproof test 366
air-to-ground missile 297
air-to-ground strategic missile 298
air-to-ship missile 317
air-turbo-ramjet (rocket) engine 481
alkane 458
all-direction rapid alignment 376
altitude database of earth surface 93
altitude ignition 168
alumina ceramic end face seal material 506
American modules of International Space Station 191
angle factor 273
angle tracking 273
angular accelerometer 273
angular wing configuration 388
angulation positioning system method 22
antenna antijamming technology 440
antenna deployment mechanism 440
anti-angular-deception jamming 292
anti-antiradiation missile system 137
anti-antiradiation missile technology 290
anti-antiship missile system 137
anti-ballistic-missile defense system of Moscow 342
anti-command-deception coding jamming 294
anti-continuous-wave noise jamming 293
anti-cruise missile C^3I system 139
anti-fatigue measures 293
anti-frame-synchronization deception coding jamming 290
anti-G maneuver 292
anti-homoperiodic and quasi-homoperiodic pulse jamming 294
antijamming technology of guidance radar 557

anti-large-power pulse barrage jamming 289
antimissile missile 136
anti-noise-pulse jamming 294
anti-putbreak-pulse jamming 294
antiradiation coating 143
anti-range-gate pull-off jamming technique 293
anti-runway submunition 138
anti-satellite kinetic energy weapon 138
anti-satellite laser weapon 258
anti-satellite missile 138
anti-satellite technology 139
anti-satellite weapon 139
anti-severe-environment computer ... 290
anti-ship missile 137
anti-ship missile C^3I system 137
anti-stealth technology of air defense missile weapon system 145
anti-strategic ballistic missile C^3I system 140
anti-tactical ballistic missile C^3I system 140
anti-velocity-deception jamming 293
apogee engine 526
Apollo project 1
application of remote sensing imagery in cartography 507
arcing discharge 239
arcjet engine 104
area air defense system 375
area correlation tracking 375
area defense anti-missile missile 375
area target 341
argument of perigee 277
Ariane series launch vehicle 1
armament 78
Arrow anti-missile system 270
artificial airglow 388
artificial intelligence techniques used in C^3I system 19
artificial satellite 388
asbestos phenolic material 409
ascending phase 399
ascending/descending node 404
assembly, test and launch mode for launch vehicle 531
astrodynamics 201
astronaut basic selection 257
astronaut basic training 257
astronaut emergency protective equipment 230
astronaut extravehicular activity (EVA) . 227
astronaut fatigue 228
astronaut health management 228
astronaut medical evaluation 229
astronaut medical monitoring and medical support 229
astronaut medical selection 514
astronaut metabolism 227
astronaut nutrition 229
astronaut oxygen mask 229
astronaut readaptation 230
astronaut selection 228
astronaut selection and training center 228
astronaut system 228
astronaut training 228
astronaut training program 229
astronautical engineering 205
astronautics 225
Atlas series launch vehicle 522
atmosphere composition control 42
atmosphere regenerative assembly 45
atmosphere revitalization system 318
atmospheric disturbance 44
atmospheric drag effect 45
atmospheric electric field 43
atmospheric phenomena 45
atmospheric sounder 44
atmospheric spaceflight environment 43
atmospheric structure 44
atmospheric trace contaminant control 461
atmospheric transmission theory 43
atmospheric turbulence 45
atmospheric window channel 43
atmospheric window of infrared radiation 236
atomic oxygen environment simulating test 524
atomic oxygen erosion 524
atomic oxygen resistant material 349
atomized-spray injector element....... 554
attitude control engine 572
attitude control software 572
attitude maneuver of spacecraft 219
attitude motion of spacecraft 220
attitude of missile/rocket in flight 64
attitude trim 573
aurora 262
autoignition hazard 576
automatic air defense command and control system 574
automatic control system 575
automatic optical aligned mating umbilic connector 574
automatic optical design 574
automatic test pattern generation (ATPG) 24
automatic tracking 574
automatic transporter-loader-launcher 574
autonomous guidance 579
autonomous navigation system of spacecraft 220
autonomy 579
autopilot 575
auxiliary information of image 445
auxiliary trajectory change by aerodynamic force 364
available overload of missile 69
average thrust 360
azide polymer propellant 112
azimuth aiming vehicle 143

background radiation theory 8
ballistic missile 49
Ballistic Missile Defense (BMD) program 49
ballistic missile defense system 50
ballistic missile early warning system 50
ballistic reentry 52
ballistic return 51
band model 361
bandwidth 46
batch production of aerospace product .. 224
bathtub curve 522
battle field reconnaissance and surveillance satellite system 542
battle field terrain geographic information 541
bay section 19
beacon transmitter 494
bead support nozzle 565
beam 15
beam coverage 15
beam current 414
beam guidance 15
beam voltage 414
beam-forming network 15
bell nozzle 564
best estimate of trajectory (BET) 583
bias momentum control 359
binder 351
biological effect of space radiation ... 302
biological regenerative technology ... 406
biological warhead 406
biorhythm 406
biorocket 406

biosatellite 406
bipoint method 126
bipropellant propulsion system for spacecraft 217
bipropellant rocket engine 418
blackout area 233
blockage probability 158
blooming 278
blow washing vehicle 562
board level damping 5
body centrifuge 387
body fluid regulation in spaceflight .. 222
body mounted solar array 437
bonding agent 270
bone loss in spaceflight 205
Boost Surveillance and Tracking System (BSTS) 567
booster 568
booster recovery 568
booster separation device 569
boost-phase interception (BPI) 568
boost-phase interception weapon 568
boresight of antenna 441
boron carbide dynamic pressure aerofloat bearing material 434
boron fiber reinforced composite 357
boundary scan test 11
braking overload 559
Brilliant Pebbles (BP) 560
broadband radome 322
broadcasting satellite 186
bulk filtering 44
burn-in 324
burning rate modifier 383
burning rate of solid propellant 180
burning rate pressure exponent 384
burning surface 381
busbar 343

C^3I countermeasures 18
C^3I for ballistic missile 49
C^3I for strategic missile 543
C^3I for tactical missile 546
cabin air temperature control 19
cabin atmosphere revitalization 19
cabin environment control system 340
cabin glass 584
cabin pressure control 21
cabin pressure regulation 30
cabin pressure schedule 201
cabin pressure-relief valve 21
cabin ventilation system 20
calibration flight 274
canard control configuration 504
canted nozzle 493
capability maturity mode (CMM) 393
capillary pump loop 337
carbon dioxide collection and concentration technology 127
carbon dioxide partial pressure monitor 127
carbon dioxide reduction technology 127
carbon dioxide removal technology 127
carbon matrix thermal protective material 435
carbon phenolic material 434
carbon/carbon composite 435
carbon/epoxy composite 435
carboxyl terminated polybutadiene propellant 116
cardiovascular deconditioning 223
cargo spacecraft 254
cartridge starter 253
Cassegrain antenna 288
Cassegrain system 289
caterpillar type mobile launching vehicle 335
C-band 18
CCD camera 18
Cd-Ni battery 171
celestial navigation system 440
celestial pole 439
celestial sphere 439
celestial stellar charts 440
central thrust tube 563
centrifugal test 329
ceramic fiber reinforced metal matrix composite 436
ceramic matrix thermal protective material 436
chain extension agent 331
chamber gas temperature 383
chamber pressure 383
changing rate of target in lateral distance 345
channel 494
characteristic of electrostatic discharge (ESD) prevention for integrated circuit 263
characteristic velocity 437
charge spectrum of primary cosmic ray ... 33
charged particle radiation simulating test 330
charging and discharge cycle life of battery 101
charging coefficient of warhead 543
charring type ablation material 435
chemical oxygen generator 240
chemical oxygen storage 240
chemical rocket 240
chemical rocket engine 240
chemical stability 240
chemical warhead 240
CIMS engineering in aerospace industry 200
circular error probable (CEP) 524
circular orbital velocity 525
circular polarization 525
civil space activities 341
clarified solidification 31
classification of spacecraft 211
clean propellant 275
clearance of quality problem 560
closed ecological life support system 340
closed liquid system 10
closed loop flight test 10
closed loop life support system 10
cloud analysis image 529
cloud image from satellite 476
cloud parameter 529
cluster warhead 264
cluster warhead 573
coarse acquisition code 39
coasting phase 239
coating material 446
coating material on granules 8
coating of solid propellant grain 179
coaxial rotary joint 501
cold (stand by) sparing 327
cold gas propulsion system 328
cold helium pressurization technology .. 328
cold launch 328
cold launch 457
cold-resistant adhesive 348
cold-resistant rubber 349
combined guidance 161
combined photoelectric warfare equipment 184
combustion chamber case 382
combustion chamber pressure regulator 383
combustion heat 382
combustion products 382
combustion termination 563
comet probe 243
command and control system simulation 555
command guidance 555
command receiver 555
command, monitor and control system .. 555
commercial off-the-shelf (COTS)

product 399
communication command vehicle 443
communication equipment for strategic missile forces 543
communication headpiece 443
communication link 442
communication satellite 443
communication system for tracking, telemetry and command 23
communication transponder 443
compact range technology 277
complete combustion 458
complex programmable logic device 161
composite environment test 161
composite material launching container 160
composite modified double base (CMDB) propellant 160
composite solid propellant 161
comprehensive effectiveness model of C^3I system 19
comprehensive simulation environment 579
comprehensive test 579
computer aided trainer (CAT) 264
computer automated measurement and control (CAMAC) bus 18
computer automated measurement and control (CAMAC) test equipment 18
computer generated armed forces 264
concentrator solar array 284
concept phase 143
concurrent process 14
condensed phase of combustion products 382
conducting resin 80
conical nozzle 571
connection-release device for stage separation 261
connection-separation device 330
connector with multi-contacts of gas/electricity and liquid/electricity 364
constant false alarm detection technique 234
constant false alarm rate radar (CFAR) 234
constructed stealth material 275
contact separating force 274
container-type missile launcher 491
continued oxygen flow regulator 330
continuous rod warhead 330
continuous step by step propulsion unit 332
control system simulation 320
control trajectory 320
controlled ecological life support system 413
conventional warhead 26
conversion device 11
coolant pump 328
coordinate transformation 583
coordinates tracking system of guiding station 559
copper-infiltrated tungsten 482
corona and coronal hole 389
coronal mass ejection (CME) 389
coronal transient 389
correlation computer 490
correlation guidance technique 491
correlation receiver 491
correlation technique 491
correlation tracking 490
cosmic ray 522
Cospas-Sarsat search and rescue satellite system 294
countermeasures warhead 164
coupling for gas pipe 365
course point navigation 231
course shortcut 199
coverage area of air defense 91
crew integrated training 31
crew trainer 31
crop yield estimation by remote sensing satellite 471
cross compiler 270
crossed wing configuration 408
cruise missile 502
cruise missile defense program 503
cruise missile defense system 503
cryogenic propellant 89
cryogenic propellant rocket engine 89
curing 175
curing agent 175
curing catalyst 175
current leakage 107
cushioning device for ejection 433
cutoff equation 182
cutoff impulse 239
cyclic water accumulator 421

damage load 361
damping gyroscope 581
damping material 581
damping paint 581
data handling of spacecraft 217
data loading 415
data processing system 415
data transfer rate 415
dead zone of infrared seeker 236
decompression sickness 267
decoy 266
decoy 521
deep space 403
deflected pursuit course method 272
deflection angle of trajectory 50
degradation 270
Delta series launch vehicle 85
deorbit 328
deorbit control 328
depleted shutdown 232
depth variable launch 12
descaled spacecraft thermal simulation test 216
design for testability 295
design lifetime of satellite 472
design load 401
design technology for electrostatic discharge (ESD) prevention 293
design technology for gate array 339
design technology for latchup prevention 293
design technology of transmitted waveforms for anti-jamming 292
design typification test 400
despin 492
despin platform 492
destructive physical analysis (DPA) 361
detecting, warning and decoying for ARM 116
developing procedure of Chinese aerospace product 561
development of aerospace project 224
differential charging of spacecraft 209
diffusion flame 323
digital attitude control system 416
digital beamforming antenna 415
digital beamforming receiver system 415
digital earth 415
digital map 416
digital signal processing 495
digital simulation 416
digital television transmission and digital compression technigue 108
digital three-dimension map of the earth 95
direct application of space technology 207
direct broadcast satellite system 477
direct force control 554
direct guidance method 554

directed energy intercept weapon 113
directed infrared jamming 113
directional cosine intersection positioning method 24
directional fragmentation warhead ... 113
directional launch 113
disaster monitoring and forecasting by satellite 476
disaster rescue system 532
discardable extendible nozzle 296
discharge chamber 149
dispersion area of fragment 361
distance rate of target 345
distributed interactive simulation 154
distributed test and launch control system of anti-ship missile 137
docking 116
docking assembly 117
docking device for missile in container 444
dome phased array antenna 524
domestic communication satellite 193
Doppler navigation system 122
Doppler velocity measuring and positioning 122
double integrating accelerometer 417
double-star project for earth's space exploration 95
down link signal 489
draconitic period 270
drinking fountain 517
drive amplifier 260
drive and control car for mobile launch platform 244
drop launch 444
dual band guidance radar 418
dual mode ramjet engine 417
dual mode travelling wave tube 417
dual polarization 417
dual shaped reflector antenna 162
dynamic drift error of gyroscope 453
dynamic load 115
dynamic trajectory 114
dynamically tuned gyroscope (DTG) 114

early warning 539
early warning satellite 78
early warning time 523
earth observation satellite 116
Earth Observing System (EOS) 116
earth radiation belt 94
earth radiation budget radiometer 94
earth resource satellite 96
earth supporting communication system for satellite 466
earth's space environment 95
earthquake prediction by satellite 466
ebullism 437
ecological environment monitoring by satellite 472
effect of solar light pressure 430
effect of spacecraft charging 210
effective grain mass of solid rocket motor 177
effective range of seeker 84
ejection launching 433
ejection power plant 433
ejection power plant 433
ejection powerplant launch control console 433
elastic alloy 434
electric 4-pole swing 103
electric connector 107
electric connector unplugging mechanism 107
electric driven vehicle 108
electric filter 107
electric hydraulic servomechanism .. 104
electric model of satellite 109
electric rocket 104
electric rocket engine 104
electric servomechanism 103
electrical heater 105
electrolysis oxygen generation technology 105
electromagnetic compatibility 102
electromagnetic compatibility test 102
electromagnetic gun interception technology 102
electromagnetic launcher of missile 102
electromagnetic pulse (EMP) 102
electromagnetic radiation of earth atmosphere 93
electromagnetic radiation of upper atmosphere 165
electromagnetic relay 102
electromagnetic release device 101
electromagnetic system 103
electromechanical secondary power supply 255
electron bombardment ion engine 110
electron density distribution 111
electronic countermeasure environment simulation laboratory 110
electronic equipment maintenance vehicle 111
electronic reconnaissance satellite 111
electronic warfare design of air defense system 146
electronic warfare in air defense missile subsystems 144
electronic warfare in air defense missile system 145
electronic warfare in air defense missile weapon system 146
electrostatically suspended accelerometer 281
electrostatically suspended gyroscope 281
electrothermal engine 108
embedded software 372
embedded software development environment 372
embedded software development tool 372
embedded software digital simulation running platform 373
embedded software digital simulation testing platform 373
embedded software hardware-in-the-loop simulation testing platform ... 372
embedded software safety 372
embedded software testing platform 372
embedded software testing tool 372
embrittlement 39
emergency jettison 518
emergency landing zone 519
emergency launch 518
emergency life support system 518
emergency oxygen supply system 518
emergency recovery 518
emergency response and disaster relief 518
emergency return 518
emergency shutdown 277
emergency survival training 518
emergent position indicating radio beacon (EPIRB) 519
emissivity 133
end burning 115
energy characteristics of propellant .. 449
engine cooling 129
engine efficiency 130
engine ignition 128
engine inlet 128
engine mount 128
engine restarting technology 128
engine shutdown 128
engine starting 129
engine storage test 130

engineering of manned spaceflight 538
Enhanced Thematic Mapper (ETM) 541
entry corridor 278
entry vehicle 277
environment characteristic 241
environment control and life support system 241
environment control system 241
environment field actuator 241
environment optic radiation characteristics 241
environment protection design 241
environmental monitoring by satellite remote sensing 475
environmental stress screening (ESS) 241
epitaxy CMOS 457
equivalent isotropically radiated power ... 86
erosive burning 373
error due to guidance instruments 559
error due to guidance method 559
error of seeker angle measuring and tracking system 83
erythrocyte mass reduction in spaceflight 206
escape system 436
escape tower 283
escape tower assembly and test building 436
escape velocity 436
European experiment module of International Space Station 191
event-driven testing method 412
EW database 110
EW digital simulation 110
exercise capacity reduction for astronauts 230
exhaust pollution 353
exhaust velocity 353
Exoatmospheric Reentry Interceptor Subsystem (ERIS) 456
exosphere 456
expansion alloy 358
expendable launch vehicle 514
experimental missile 412
explosive bolt 8
extended air-defense (EAD) 323
Extended Range Interceptor (ERINT) 540
extendible exit cone (EEC) 297
extendible nozzle 297
exterior ballistic measuring system .. 457
exterior trajectory measurement 456
external insulation material of rocket engine 248
external tank 457
extravehicular activity life support system 21
extravehicular space suit 21
extravehicular visor assembly 33
extreme temperature and great temperature difference 167
exudation 199
facilities for spacecraft launching 210
facility of liquid crystal growth 391
facility of material processing in space 299
failure analysis 407
fairing assembly jig 551
fairing railway transporter 551
fairing separation device 550
false alarm and missed alarm 501
false fix 501
false fix probability 501
fast swift polarization monopulse feed 321
fault coverage rate 181
fault detection, isolation and recovery (FDIR) technology 181
fault injection (FI) 181
fault isolation of circuit 107
fault recovery technology 181
fault simulation 181
fault strategies simulation 181
fault tolerant design 390
fault tolerant design of IC 264
fault tolerant management 390
fault tolerant technique 390
fault-tolerant controller onboard 498
feature space transform 436
fecal collection assembly 157
federation and federates 330
fiber reinforced metal matrix composite 489
fiber-optic guidance (FOG) 185
field air defense system 508
field of view (FOV) 412
field of view of seeker 84
field programmable gate array (FPGA) 489
field test for missile 75
fill-drain control console 265
filling system 266
filling test and control system 266
film cooling 16
final phase 113
fineness ratio 26
fire and atmosphere cleaning after firing 253
fire detection and suppression subsystem 505
fire suppression technology for manned spaceflight 208
fire-and-forget missile 132
firing equation computing 100
first cosmic velocity 99
fixed missile ground support equipment 174
flame 252
flame front 253
flame propagation 252
flame propagation velocity 253
flame stability 253
flame temperature 253
flare countermeasure 509
flare-related effect 508
flare-related particle emission 508
flexible nozzle 391
flexure gyroscope 351
flexure-pivot accelerometer 350
flight corridor 199
flight dynamics 150
flight model of satellite 554
flight model phase 554
flight path coordinate system 199
flight procedure training 150
flight profile 151
flight reliability 151
flight suspension criteria 563
flight test model phase 412
flip chip bonding (FCB) technology 85
floated accelerometer 509
floated gyroscope 509
fluoro-carbon polymer propellant 158
fly-by 384
flying probe testing 152
focal plane array (FPA) 272
focal plane array IR seeker 272
fold-up solar array 548
food supply for manned spacecraft 538
foot print area 580
Forbush decrease 522
force measuring test on missile 376
foreign object releasing simulated test for missile 58
forward looking infrared (FLIR) system 369
forward nozzle 370
forward-wave tube radar transmitter 369

four elements of theatre missile defense 545
frame camera 241
frame skin wing 339
frangible cover 515
free fluxion electrophoresis 578
free gyroscope 578
frequency band 359
frequency converter 12
frequency generator 359
frequency stability 359
friction sensitivity 342
front antenna 444
front wing of missile 70
fuel 382
fuel filling vehicle 381
full loop exercise 41
full stroke locking hydraulic cylinder 379
full-task simulator 379
fully reusable launch vehicle 458
fulminating hypoxia 8
functional film 173
functional test 173
fungus test 337
fusible wire release device 391
fuze action zone and fuze-warhead matching simulation 516

GaAs solar array 403
GaAs solar cell material 402
galactic cosmic ray 516
gallium arsenide (GaAs) 402
gamma altimeter 163
gamma transient dose rate 164
gamma-ray astronomical observation 163
gas distribution board 354
gas expansion ratio 381
gas generator propellant 381
gas producing facility 559
gas servomechanism 382
gas storage technology 366
gas storage, distribution and supply device 366
gas supply and pressure regulation system 173
gas supply system 174
gas vane 381
gas/liquid heat exchanger 368
gas/water separator 366
gel propellant 352
geocentric equator coordinate system 98
geodesic azimuth 41
geographical coordinate system 91
geographical information system (GIS) ... 91
geoid 41
geology of the moon 526
geomagnetic activity index 89
geomagnetic anomaly 89
geomagnetic field 93
geomagnetic measurement on satellite 466
geomagnetic model 89
geometrical law of burning 264
geostationary orbit 95
geostationary satellite 95
geostationary satellite meteorological observation 282
geosynchronous orbit 96
geosynchronous orbit environment 95
geosynchronous satellite 96
geosynchronous transfer orbit 96
geosynchronous-orbit satellite launch vehicle 96
G-induced loss of consciousness (G-LOC) 195
glass fiber reinforced composite 16
glint 273
global beam 377
global change 377
global climate monitoring 378
global correlation navigation technique 96
global magnetic field 552
Global Maritime Distress and Safety System (GMDSS) 378
global meteorological satellite observation system 378
Global Navigation Satellite System (GLONASS) 377
Global Positioning System (GPS) 377
Global Protection Against Limited Strikes (GPALS) 147
global radiation budget 378
GPS countermeasures 163
GPS differential positioning 163
GPS guidance 163
grain configuration 508
graphite/epoxy composite 409
grave orbit 153
gravitational field of celestial body 440
gravitational physiological experiment 564
gravity gradient measurement by satellite 478
gravity gradient stabilized satellite ... 564
grid 398
ground center station for system control 488
ground clutter 93
ground coverage rate 92
ground integrated test 92
ground launch equipment 92
ground positioning and orientation system 92
ground receiver-transmitter for satellite communication 474
ground resolution 92
ground system for satellite application ... 476
ground test and launch control system 91
ground-based kinetic interception weapon 90
ground-based laser anti-satellite system ... 90
ground-based space environment monitoring system 304
ground-based surveillance and tracking system 91
ground-launched cruise missile (GLCM) 334
ground-to-air missile 91
ground-to-ground strategic missile 89
ground-to-ground tactical missile 90
guidance and control system simulation 556
guidance command transmission antijamming technology 559
guidance computer 556
guidance law 558
guidance method 82
guidance plane 82
guidance radar 556
guidance radar control command forming system 557
guidance radar display 558
guidance radar servomechanism 558
guidance radar signal processing 557
guidance radar signal simulation system 558
guidance radar structure overall design 557
guidance radar telecommand transmitting system 558
guidance ratio 82
guidance software 559
guidance station of air defense missile 146
guidance trajectory 82
guidance, navigation and control 556
guided missile 56
gyro north finder 452

gyroscope drift 452
gyroscope drift error 453
gyroscope for strapdown system 275

H_2-Ni battery 373
habitation module 404
halo orbit 529
handling equipment for rocket/ missile transportation 246
hard landing 520
hard magnetic alloy 519
harness 81
hatch door 19
hazard of propellant 449
heat dissipation 385
heat exchanger for spacecraft 315
heat pipe 385
heat radiation environment of spacecraft 216
heat sink thermal protection 386
heat supply assembly 174
heat-resistant adhesive 348
heat-resistant glass 349
heat-resistant rubber 349
heavy decoy 564
heeling moment of missile/rocket 66
heliocentric ecliptic coordinate system 390
helium supply system 199
heterogeneous combustion 161
heterogeneous propellant 515
HgCdTe detector 99
hierarchical distributed system 155
high accuracy measurement corridor 167
high burning rate propellant 169
high density alloy inertial device material 168
high efficiency stress screening 169
High Endoatmospheric Defense Interceptor (HEDI) 42
high endoatmospheric interceptor weapon 168
high energy additive 169
high energy cosmic ray 169
high energy density material (HEDM) 168
high energy propellant 169
high explosive blast penetrator warhead 165
high explosive squash head (HESH) warhead 425
high level architecture (HLA) 167
high power microwave source technique 41
high power microwave weapon for anti-missile and anti-satellite 136
high pressure chamber 170
high pressure staged combustion rocket engine 169
high purity glass melting 166
high speed camera 169
high speed solar wind stream 429
high vacuum 170
high-altitude long range point 170
high-altitude near range point 167
highway transport vehicle for missile 61
hinge moment feedback servomechanism 273
hinge moment test 274
hit-to-kill technology 554
Hohmann trajectory 254
hoisting basket 112
holdback and release device 369
homing guidance 502
homing seeker 82
homogeneous propellant 287
honeycomb sandwich structure 158
horizontal coordinate system 93
horizontal loading 420
horizontal loading system 420
horizontal mating 419
horizontal road transporter for escape tower 436
horizontal test 419
hot launch 385
hot launch 577
hot sparing 384
hover test 501
H-series launch vehicle 196
humidity control 408
humidity removal assembly 34
humidity stability 408
humidity test 408
hybrid fibre composite material 244
hybrid modular redundancy (HMR) 243
hybrid power supply system 243
hybrid propellant combustion 181
hybrid propellant rocket 244
hybrid propellant rocket engine 244
hybrid time-delay relay 244
hydraulic servomechanism 513
hydraulic system for launcher 135
hydrazine 280
hydrogen peroxide 194
hydrogen/oxygen rocket engine 374
hydrogen-oxygen fuel cell 374
hydroxyl terminated polybutadiene propellant 116
hygiene facility 464
hypergolic propellant 576
hypergravity training 29
hypersonic flow 166
hypersonic missile 166
hypoxia 380
hypoxia tolerance 379

identification of warhead for true and false 548
ignition 100
ignition pressure aiguille 101
ignition reliability 100
ignition temperature 101
image feature 446
image jamming 283
image matching 445
image matching guidance 446
image processing 445
image recognition 446
imaging guidance 30
imaging spectrometer 29
impact area 335
impact attenuation air-bag 242
impact attenuation rocket motor 571
impact point error 335
impact sensitivity 31
incoherent frequency agility radar transmitter 152
incomplete combustion of liquid propellant 512
incomplete combustion of solid propellant 179
incremental computer 540
independent spaceflight 579
indirect application of space technology 207
indium arsenide (InAs) 403
induced environment 521
inertial guidance 183
inertial guidance system 183
inertial measurement unit (IMU) 182
inertial measurement unit for optical fiber gyro 185
inertial platform 182
inertial safety self-destruction system 182
inertial safety self-destruction system test 182
inertial sensor 182
infrared astronomical observation 238
infrared astronomy 238

infrared background rejection........... 235
infrared detector array 237
infrared earth sensor 236
infrared guidance 238
infrared guided missile 239
infrared image generation 239
infrared imaging guidance 235
infrared integrated array 237
infrared optical system 237
infrared radiometer 236
infrared remote sensor 238
infrared seeker 235
infrared staring detector.................... 237
infrared target and environment
simulation 237
infrared temperature resolution 386
infrared tracking technique 237
ingredients compatibility 581
initial burning surface 33
initial guidance of interplanetary
flight 495
initial orbit 33
initial volume chamber 33
injection point distance 392
injector element 357
in-orbit spare satellite 188
in-phase/quadrature detector 553
input multiplexer 414
input switching network 414
InSb detector 437
insensitive propellant 117
insertion loss 25
in-silo aiming equipment 280
instantaneous automatic gain
control 423
instantaneous balance 422
instantaneous field-of-view
(IFOV) 422
instantaneous field-of-view angle..... 423
integral ramjet engine 552
integral rocket ramjet engine
missile 553
integral wing 552
integrated electro-optic
countermeasure 579
integrated guidance system............... 582
integrated test 331
integration of space environment
models 305
intelligent simulation software 560
Intelsat 192
interception time 296
interception zone 324
intercontinental ballistic missile
(ICBM) 565
interior ballistic trajectory of missile
catapulting 73
intermediate frequency inversion
power supply 562
intermediate frequency processor..... 562
internal ballistics of solid rocket
motor 177
internal charging of spacecraft 215
internal insulation material for
rocket engine 247
internal radiation environment of
spacecraft 215
International Solar-Terrestrial
Physics (ISTP) program................ 192
international space cooperation 206
International Space Station (ISS) 191
International Space Station
Functional Cargo Block 191
International Space Year 190
inter-orbit link 188
interplanetary and interstellar
flight 495
interplanetary disturbance 499
interplanetary magnetic field 499
interplanetary monitoring platform
(IMP) 499
interplanetary scintillation 499
interplanetary shock.......................... 499
interplanetary space environment..... 499
intersatellite communication 496
intravehicular space suit 20
inverse probability receiver 137
inverse receiver 85
ion engine 329
ionosphere 105
ionospheric disturbance 106
ionospheric irregularities 106
ionospheric model 106
ionospheric scintillation 106
ionospheric storm 105
ionospheric substorm 107
irradiation-resistant ceramic 348
irradiation-resistant glass 348
isoelectric focusing (IEF) 86

jamming rejection by polarization
filter 263
jamming evaluation criteria 164
jamming simulator 164
Japanese Experiment Module of
International Space Station 192
jet actuator 357
jet control 357
joint theatre missile defense 331
jump reentry 441
Jupiter exploration 343
Jupiter probe 343

Ka band 288
Kepler laws 289
kerosene 337
kill probability 39
kill probability of warhead 542
kill radius of warhead 542
kill warhead 398
kinematic trajectory 529
kinetic energy weapon (KEW) 115
kinetic kill vehicle (KKV) 114
kinetic-energy armor-defeating
submunition 114
kinetic-energy armor-defeating
submunition with booster 46
kitchen facility for space station 315
K_p index and A_p index 288
Ku band 288

L band 324
laboratory module 172
laminated material 25
land-based mobile strategic
missile 334
land ecological change monitoring
by satellite remote sensing 334
landing impact attenuation
device 572
landing impact load 571
landing impact tolerance................... 571
large capacity main satellite
communication network 45
large-scale interplanetary
magnetic field 41
laser 259
laser allure 260
laser altimeter 258
laser anti-sensor weapon................... 259
laser diode array 257
laser emission system 258
laser guidance 260
laser guided missile 260
laser gyroscope 259
laser illuminator 260
laser reception system 258
laser resistant hardening 292
laser scattering characteristics
of target 343
laser target characteristics................. 259
laser tracking device 258

laser weapon for anti-missile defense 258
latch-lock 416
lateral coupled vibration 235
lateral motion of missile 64
lateral shift of mass center 560
launch (take-off) coordinate system 133
launch and flight environment 134
launch command and control center 135
launch conditions 134
launch control console 133
launch control vehicle 133
launch mode 131
launch pad 132
launch success rate 131
launch technique 132
launch vehicle 530
launch vehicle assembly and test building 530
launch vehicle ground environment 246
launch vehicle underwater launching 421
launch window 131
launch zone 134
launcher 132
launching 131
launching angle of missile 59
launching container 134
launching pad 131
launching program 132
launching reliability 133
launching service support 133
launching site 134
Laval nozzle 324
lead selenide (PbSe) detector 486
leading angle of missile 70
leakage hazard 494
leakage rate 333
lethal area of warhead 542
lethality enhancer 398
lethality enhancer of deployment type 353
level landing 420
Li ion battery 330
liability convention 540
life cycle 413
life cycle cost (LCC) 413
life environment 405
life support system 405
life support system fault diagnosis and isolation 405
life support system test 405
life-searching out of earth 97
lifting reentry 404
lifting return 404
light decoy 373
Lightweight Exoatmospheric Projectile (LEAP) 42
limit of radiation dose for manned spaceflight 538
limited overload 489
linear accelerometer 489
linear array scanning infrared imaging seeker 490
linear frequency modulation waveform 490
linear polarization 490
line-of-sight angle 412
line-of-sight angular velocity 412
liquid bipropellant 418
liquid fluorine 509
liquid fuel ramjet engine 511
liquid hydrogen 510
liquid hydrogen combustion pool 510
liquid hydrogen filling system 510
liquid hydrogen railway filling transporter 510
liquid monopropellant 48
liquid nitrogen filling system 509
liquid oxygen (liquid nitrogen) loading transporter 513
liquid oxygen 513
liquid oxygen filling system 513
liquid oxygen pump 513
liquid oxygen/kerosene rocket engine ... 513
liquid propellant 512
liquid propellant combustion 512
liquid propellant missile 512
liquid propellant rocket 512
liquid propellant rocket engine 512
liquid propellant rocket engine control 511
liquid propellant rocket ramjet engine 511
liquid rocket booster 511
liquid rocket engine thrust-to-weight (mass) ratio 511
liquid tripropellant 397
load carrying monocoque 30
loading container 571
loading density 570
locating system 13
locking device 425
long endurance unmanned aerial vehicle 25
Long March series launch vehicle 26
long range precision strike 525
longeron section 234
longitudinal motion of missile 80
long-range ground-to-ground missile 525
long-term management of spacecraft 210
lot sampling flight test for missile 69
louver 4
low altitude interceptor weapon 88
low and very low altitude air defense missile 87
low density ablative material 88
low frequency vibration 88
low level defense facilities 87
low orbit environment 87
low sidelobe antenna technology 88
low signature propellant 88
low specific pressure pad launching ... 86
low speed solar wind stream 429
low-earth-orbit satellite launch vehicle 87
lower-altitude long-range point 89
lower-altitude near-range point 87
low-oxygen propellant 359
low-temperature and low-pressure test 88
low-temperature connector 88
low-tier interception 87
lunar exploration 527
lunar landing 528
lunar probe 527
lunar roving vehicle 526

magnet wire 103
magnetic latching relay 37
magnetic moment effect of space magnetic field 299
magnetic quiet day and disturbed day 39
magnetic storm of gradual commencement (GC) 242
magnetic storm of sudden commencement 263
magnetic tape recorder 38
magnetic torquer 39
magnetometer 39
magnetoplasmadynamic (MPD) engine 38
magnetosphere 38
magnetospheric storm 38
magnetospheric substorm 38
main compressed gas bottle 567
main wing control configuration 567
major systems for space mission 221

maneuver flight of spacecraft 213
maneuverable warhead 255
maneuverable reentry vehicle 256
man-machine control for life support system 405
man-made moon 388
manned maneuvering unit (MMU) ... 539
manned return vehicle reentry 536
manned spacecraft 536
manned spacecraft 538
manned spacecraft backup landing site 537
manned spacecraft landing site system 537
manned spacecraft main landing site 537
manned spacecraft recovery system 537
manned spacecraft reliability 537
manned spacecraft safety 536
manned spaceflight 537
manned spaceflight reconnaissance .. 539
manned spaceflight space environment simulating test 538
many-body problem 123
map matching computer 97
map revision 97
maritime communication 198
maritime satellite 198
Mars exploration 251
Mars landing 252
Mars probe 252
Mars roving vehicle 251
mass-center motion of spacecraft 219
matching accuracy 358
matching load 358
material processing in space 298
mathematical simulation 415
maximum interception altitude 582
maximum interception distance 582
maximum thrust 582
mean maintenance time (MMT) 360
mean time between failures (MTBF) 360
measured distance to and fro 458
measurement and control subsystem .. 23
measurement of free flight phase 578
measurement of reentry phase 532
measurement plane 23
mechanical environment test for spacecraft 215
mechanical equipment maintenance vehicle 256
mechanical properties of propellant 448
mechanics of mass-changing object ... 13
medical instruments onboard 22
medical treatment via satellite 476
medicine production in space 314
medium and high altitude long range air defense missile 561
medium and low altitude air defense missile 561
medium and small scale cloud system 562
Medium Extended Air Defense System (MEADS) 323
medium range ground-to-ground missile 561
melting type ablation material 390
Mercury exploration 422
mesh connection 458
mesosphere 562
metal fiber 276
meteor shower 333
meteoroid 333
meteoroid model 333
meteorological factor 368
meteorological rocket 367
meteorological satellite 367
meteorological satellite data receiving and processing system 367
metering water dispenser (MWD) 418
method of guidance with a constant predicted angle 26
method of semi-prediction 7
micro-accelerometer 461
microbiologic contamination control 462
microcontroller 463
microelectromechanical system (MEMS) 461
microclectromechanical system (MEMS) 463
microgravity environment 463
microgravity experiment satellite 464
microgravity rocket 463
microgravity science 463
microgyro 463
micromagnetic environment simulation test 393
micro-mechanical accelerometer 461
micrometeoroid and orbital debris ground simulating test 462
microprogramming technology 459
micro-refrigerator 463
microsat 463
micro-silicon accelerometer 459
micro-silicon gyroscope 460
micro-silicon strap-down inertial measurement unit (MSIMU) 460
micro-silicon vibrating wheel gyroscope 461
microwave ion engine 459
midcourse guidance of interplanetary flight 496
mid-course interception 561
military and ruggedized computer 265
military application of space 456
military communication satellite 286
military meteorological satellite 286
military satellite 287
military space activities 286
millimeter wave seeker with high range resolution 168
millimeter-wave antenna 232
millimeter-wave seeker 232
minimum interception altitude 583
minimum interception distance 583
Mir space station 232
missile acceleration characteristics 69
missile aircraft-launching technology 68
missile attack-defense encounter 62
missile ballistic camera 52
missile body 57
missile body rolling carriage 53
missile body structure 53
missile body temperature control transportation container 53
missile classification 60
missile design 71
missile development 77
missile development flight test 77
missile electric equipment 58
missile erector 70
missile fault analysis test 62
missile firing data 71
missile flight altitude 60
missile flight test 60
missile for autonomous control phase test 575
missile for design finalization 114
missile for homing phase test 574
missile for sampling test 33
missile fuselage 57
missile fuze 77
missile ground support equipment 58
missile ground support equipment test 58
missile guidance 79
missile guidance system 79
missile guidance system antijamming 79
missile hardening 68

missile hooking vehicle 182
missile launcher 60
missile launching 59
missile launching platform 59
missile launching sequence 59
missile launching test 60
missile launching vehicle 59
missile lengthwise-locked mechanism 80
missile life elongating 76
missile lifting beam 58
missile loading trailer 570
missile maintainability 69
missile maneuverability 68
missile manufacture 79
missile operation and maintenance performance 71
missile operational environment 71
missile operational environment test .. 71
missile overall parameters 80
missile packing container 56
missile position and azimuth determination vehicle 58
missile power characteristics 58
missile power supply system 62
missile qualification flight test 69
missile radome 73
missile rainfall test 69
missile range 71
missile reaction time 60
missile salt fog test 77
missile simulator 69
missile speed characteristics 73
missile stage separation test 68
missile storage 79
missile subsystem 61
missile survivability 71
missile system 76
missile system reliability 76
missile system simulation test 76
missile tactical and technical characteristics 78
missile tailwing 75
missile take-off mass 70
missile technology 68
missile technology control regime (MTCR) 68
missile telemetry system test 77
missile test 72
missile test control vehicle 56
missile test range 72
missile test vehicle 57
missile tracking, telemetry and command 56
missile tracking, telemetry and command system 56
missile trajectory 57
missile transporter-erector-launcher ... 78
missile transporting and loading vehicle 79
missile underwater launching 72
missile water-based launching 72
missile weapon platform 75
missile weapon system 75
missile weapon system design 75
missile wing 58
missile with autopilot loop 115
missile with closed guidance control loop 10
missile/rocket aerodynamic configuration 66
missile/rocket attitude control 67
missile/rocket control system 65
missile/rocket structural dynamic test 65
missile/rocket telemetry system 67
missile/rocket test 376
missile/rocket vibration test 67
missile/rocket-borne antenna pattern design 55
missile-borne computer 55
missile-borne tracking, telemetry and command equipment 55
missile-borne transmitter 55
missile-gun integrated air defense weapon system 52
mission planning system for cruise missile 503
mission training 151
mixed hydrazine 244
mobile communication network 515
mobile communication satellite 515
mobile launch 255
mobile launch platform 244
mobile missile ground support equipment 255
mobile missile launching system 255
mobile power plant at launch site 135
mobile power supply vehicle 109
mode transition of integral ramjet engine 553
model missile 341
model of radiation belt 159
model of global gravitational field ... 379
modification of aerospace product ... 224
modified proportional guidance method 501
modularized design for missile/spacecraft 63
molding material 341
molecular contamination 156
molecular sieve carbon dioxide removal 156
molecular sieve material 156
Molniya orbit 398
momentum exchange device 114
monitoring and display system 267
monitoring and protecting grassland and forests by satellite 464
monitoring earthquake by remote sensing 507
monitoring of chlorophyll change 508
monitoring system for guidance radar 557
monocoque section 519
monomethyl hydrazine 514
monopropellant propulsion system 48
monopropellant rocket engine 48
monopulse Cassegrain antenna 288
monopulse receiver 47
mono-wing configuration 514
moon agreement 528
moonquake 528
motor mass 130
motor mass ratio 130
motor operating time 128
motor thrust 129
movable nozzle 295
multiangle imaging spectro-radiometer (MISR) 120
multiband camouflage 117
multi-channel receiver 123
multifunctional swivel chair 119
multi-information fusion technique .. 124
multilayer insulation blanket (MLI) 118
multipath interference 121
multi-planar phased arrays 122
multiple independently-targeted reentry vehicle (MIRV) 154
multiple launching container 121
multiple microcomputer system 123
multiple missile launcher 121
multiple reentry vehicle release 118
multiple target tracking receiver 122
multiple vertical launcher 121
multiple weapon platform simulation 123
multi-point leveling 119
multi-purpose launching vehicle 119
multi-purpose satellite 124
multi-satellite launch 514
multi-satellite positioning system 123
multisensor information fusion 118
multisensor network 118

multispectral camera 123
multispectral remote sensor 120
multispectral scanner (MSS) 119
multi-spectrum photographic reconnaissance 120
multi-stage launch vehicle 120
multi-stage rocket 120
multistart rocket engine 118
multi-target interception 122
multi-target measurement 122
muscle atrophy in spaceflight 207

nanosatellite 348
national air defense system 193
national Doppler satellite triangulation network 376
National Missile Defense (NMD) system 192
natural disaster monitoring by satellite 479
natural environment test 576
navigation and attitude sensor for rendezvous and docking 271
navigation and control of interplanetary flight 495
navigation and positioning satellite 81
navigation data system 81
navigation metric parameters and their accuracy 81
Navy Area Defense System 196
Navy Theatre Wide Defense System 196
near-earth space 277
near-earth space exploration 277
negative pressure chamber 89
negative pressure trousers 160
network of guidance radars for air defense missiles 146
neutral buoyancy simulator 563
neutral burning 86
neutralizer 562
neutron warhead 563
nitramine propellant 493
nitrate ester plasticized polyether propellant 493
nitrogen supply system 56
nitrogen tetroxide 423
noise and signal-to-noise ratio 540
noise protection 540
non-control reentry 483
non-electric booster system 152
non-hypergolic propellant 152
nonregenerative life support system 152
nozzle 354
nozzle ablation 356
nozzle area convergent ratio 356
nozzle area expansion ratio 355
nozzle convergent cone 356
nozzle deflecting rate 354
nozzle deflecting torque 354
nozzle deflection angle 354
nozzle divergent cone 355
nozzle efficiency 356
nozzle throat 356
nozzle throat insert 355
ns pulse extension technique 232
nuclear hardening 292
nuclear hardening missile-borne computer 55
nuclear missile 64
nuclear reactor thermion generator 233
nuclear rocket 233
nuclear rocket engine 233
nutation damping 547

ocean observation satellite 198
ocean surveillance satellite 199
on-orbit operation 535
open cycle life support system 289
opening shock load 289
operating lifetime of satellite 467
operating temperature range 379
operational missile 543
operational missile telemetry 543
operational performance verification test for missile weapon system 75
operational telemetry missile 543
optical correlator 185
optical decoy 186
optical observation on satellite 117
optical remote sensor 186
optical sighting set & optical homing device 185
optical signal processing 185
optical solar reflector (OSR) 185
optical target characteristics 185
optimal observation geometry 583
optoelectronic material 183
orbit acquisition and track rendezvous 188
orbit and trajectory of planetary probe 500
orbit battle vehicle 190
orbit determination 189
orbit eccentricity 188
orbit element 189
orbit inclination 189
orbit injection 391
orbit injection error 392
orbit injection phase tracking, telemetry and command 392
orbit keeping 187
orbit lifetime of satellite 468
orbit maneuver 188
orbit maneuver engine 188
orbit maneuver vehicle 188
orbit measurement 188
orbit of satellite 468
orbit of space probe 311
orbit period 190
orbit perturbation 189
orbit position keeping engine 189
orbit rendezvous 188
orbit transfer engine 11
orbit transfer vehicle 190
orbiting phase tracking, telemetry and command 529
organosilicone resin 187
organo-thermal insulation material 520
otolith asymmetry hypothesis 125
outer space treaty 457
outgoing long-wave radiation (OLR) 401
output multiplexer 414
output switching network 414
over expansion 194
overall design optimization of missile system 76
overload 194
overload factor 195
overrange self-destruction control 27
oxidation resistant carbon/carbon composite 294
oxide semiconductor 506
oxidizer 505
oxidizer filling vehicle 506
oxygen supply system 174
ozone-resistant rubber 348
ozonosphere monitoring 33

panoramic camera 377
parallel rocket engine 14
parallel system 15
parking 442
parking orbit 442
partially reusable launch vehicle 16
particle beam weapon for anti-missile and anti-satellite 136
part-task simulator 17
passive defense 492
passive detection 485

passive homing guidance 9
passive seeker with amplitude comparison and interferometer 10
passive thermal control system 9
pasty propellant 170
pasty propellant rocket motor 171
Patriot/Extended Range Interceptor (ERINT) 1
payload assembly and test building .. 521
payload capsule 520
payload fairing 520
payload mass 521
payload on rocket 251
payload training 536
peaceful application of space 456
pendulous integrating gyro accelerometer (PIGA) 4
penetrating capability of missile 74
penetrating technology of missile 74
penetration of missile 74
penguin suit 363
perigee engine 277
period shutdown 565
permeation evaporation technology 403
permissible flying criteria 149
personal survival equipment for astronauts 227
phase coded pulse compression technique 492
phase locking technology 425
phase plane method 491
phase transition temperature control material 491
phase voltage unbalance 492
phased array of constrained feed 373
phased array of the space optical feed ... 307
phenolic resin 156
phenomenon of space physics 314
photo reconnaissance satellite 547
photoelectric block 183
photoelectric coupled device 184
photoelectric guidance 184
photographic reconnaissance by satellite 477
photon rocket engine 186
physiological effect of hypergravity ... 29
physiological effect of vibration 549
physiological effect of weightlessness 407
physiological effects of noise 540
physiological stress in space flight ... 222
picosatellite 358
piezoelectric accelerometer 504
pitch angle of missile/rocket 64
pitch control 160
pitching moment of missile/rocket 65
pitching motion of missile 61
pixel resolution 492
planetarium 441
planetary exploration 500
planetary probe 500
planetary space environment 500
plasma engine 86
plasma sheath 86
plasticizer 541
plastisol propellant 425
plateau propellant 360
platinum silicon (PtSi) detector 187
plug mechanism 25
plume 522
pneumatic release device 364
pneumatic servomechanism 365
POGO vibration 580
point air defense system 508
point defense anti-missile missile 100
point target 101
pointing control of payload 521
polar orbit 262
polar orbit satellite launch vehicle 262
polar orbit satellite meteorological observation 262
polarity protection 263
polarization and directionality of earth reflectance (POLDER) 94
polyimide-aluminium-polyimide compound film (MAM) 285
polyphenylene oxide (PPO); polyphenylene ether (PPE) 284
polysulfide propellant 284
polyurethane 283
polyurethane propellant 283
polyurethane rubber foam 283
porous material 121
porous metal 121
porous metal filter material 121
portable air defense missile 13
position of readiness for action 46
positioning accuracy of image 445
positioning algorithm 112
positioning and attacking system to air radiation source 320
positioning error 113
positioning in danger 524
power amplifier 172
power at begin of life 413
power at end of life 413
power balance analysis of spacecraft 212
power control unit 109
power distribution system 353
power moving method 172
power of transponder 569
power supply 109
power supply system 110
powered phase 565
preburner 523
precipitation particle 29
precise code 279
precision guidance technology 279
precision guidance warhead 279
precision guided bomb 279
precision strike weapon 278
pre-command shutdown 523
prediction method 369
prediction of impact point 335
prelaunch survivability 402
preoxygenation and denitrogenation 523
prepackaged propellant 523
pre-planned product improvement (P^3I) method 523
preprocessing of meteorological satellite data 367
pressure cabin 504
pressure distribution test 504
pressure garment 504
pressure regulator 267
pressure-fed rocket engine 264
pressurization system test 541
pressurized air pressure reducer 541
pressurized environment 265
pressurized vessel 541
primary power 514
Principal Anti-Air Missile System (PAAMS) 566
principle of three spherical intersection measurement 396
probable error 164
process control system 193
processing of composite materials in space 302
production typification test 404
profan engine for missile 54
professional skill and operation training for spaceflight 231
programmed flight trajectory 31
programmed guidance 31
progressive (retrogressive) orbit 422
progressive burning 540
propellant feed system 448
propellant grain 449
propellant management in coasting phase 239
propellant mass 450

propellant mass flow rate 450
propellant mixture ratio 448
propellant pipeline 448
propellant rail transporter 449
propellant tank 450
propellant utilization system 449
propellant valve 448
proportional guidance method 10
protection against vibration 549
protective coating 143
protective shield 143
Proton series launch vehicle 560
prototype model of satellite 34
prototype phase 33
pseudo-random code ranging 464
pseudorange 464
psychological response to
vibration 549
psychological training 494
psychological traits of astronaut 228
pull up ejection device 437
pulse detonation engine 336
pulse rocket engine 336
pulse width modulation
servomechanism 337
pulsed Doppler radar seeker 336
pulsed plasma engine 336
pump-fed rocket engine 9
pursuit method 571
pyroceram 461
pyrotechnics test 245

quantum computer 332
quartz fiber-reinforced phenolic
resin matrix 409
quartz glass 409
quick erecting and leveling system ... 321
quick release locking device 321
quick-pressuring air bottle 321

radar altimeter 325
radar area correlation system 326
radar burn through range 326
radar counter countermeasure
improvement factor 326
radar cross section (RCS) 326
radar guidance 327
radar guided missile 327
radar imaging satellite 324
radar network and data fusion 327
radar seeker 325
radar seeker antijamming
techniques 325
radar seeker system antijamming 325
radar system design of anti-
antiradiation missile 326
radar target and environment
simulation 326
radar target signature 326
radar transparent material 444
radiation area correlation system
(RACS) 159
radiation energy sensor 160
radiation hardening 290
radiation hardening computer 291
radiation hardening design
technology 291
radiation hardening technology 290
radiation intensity 160
radiation of engine plume 130
radiation resolution 159
radiation shield material 160
radiation sickness 149
radiation-hardened components and
devices 291
radiation-hardened connector 290
radiative thermal protection 159
radio fuse antijamming technique 484
radio guidance 484
radio interferometer system 483
radio safety self-destruction
system 483
radio tracking and measuring
system 484
radio wave propagation delay 101
radio wave propagation in
ionosphere 106
radio-frequency ion engine 401
radio-frequency sensor 402
radioisotope thermoelectric
generator (RTG) 149
radome boresight error rate 441
rail-type missile launcher 80
railway mobile launcher 442
railway transporter for missile 74
railway transporter for rocket 270
ramjet engine 32
ramjet engine missile 32
range instrumentation 4
range shutdown 401
ranging error 22
rapid decompression chamber 321
rapid synthetic technique of missile ... 69
rate gyroscope 425
rate strapdown inertial guidance
system 424
rated specific impulse 125
rated thrust 125
Rayleigh scattering 393
reaction control system (RCS) 140
reaction time 139
real-time computing 411
real-time kernel 411
real-time link 411
real-time operation system (RTOS) .. 411
real-time shutdown 411
rear antenna 464
receiver 274
receiver signal processing
antijamming 274
reconnaissance and surveillance
system of EW situation in the air 319
reconnaissance satellite 548
recoverable booster 296
recovery area 243
recovery control and actuating
system 243
recovery fall point 243
recovery on the sea 197
recovery parachute 242
recovery trajectory 242
recursive orbit 242
recursive orbit of ground track 92
reduced instruction set computer
(RISC) 278
reduced instruction set computer
(RISC) design 278
redundancy technique 391
reentry angle 533
reentry communication 534
reentry control 533
reentry corridor 534
reentry data capsule 533
reentry measurement 532
reentry physics 534
reentry range 533
reentry shield 533
reentry target radiation
characteristic 533
reentry thermal protection 532
reentry thermal protection
structure 532
reentry vehicle attitude control
system 54
reentry vehicle control system 53
reentry velocity 534
regenerative cooling 535
regenerative heat exchanger 535
regenerative life support system 535
regenerative life support system for
extravehicular activity 535
regional beam 374
regional communications satellite 375

registration convention 85
regressive burning 267
relay 265
relay communication link with satellite 274
reliability allocation 296
reliability test 296
remelting and recrystallization 32
remote control of spacecraft 219
remote monitor and control 525
remote sensing camera 508
remote sensing satellite 507
remote sensor with wide field 322
rendezvous and docking (RVD) 271
rendezvous argument difference 271
rendezvous homing guidance 271
rendezvous remote guidance 272
repairing and maintaining spacecraft in orbit 312
repeat observation period 32
required overload of trajectory 52
rescue agreement 517
rescue in spaceflight 207
research facilities for attack-defense encounter 173
resin matrix thermal protective material 414
resistojet engine 111
resolution 153
resolution of seeker 83
resource general survey by satellite 479
resource of space 316
resource of the moon 528
restoring moment of missile/rocket 65
restricted three body problem 489
return guidance and control 142
return mode 141
return phase tracking, telemetry and command 140
return principle 142
return trajectory 141
return vehicle 141
return vehicle landing and recovery 141
return vehicle reentry 141
returnable film module mode 272
return-type satellite 142
return-type spacecraft 142
reusable rocket engine 295
reverse thrust engine 138
right ascension of ascending node 404
rigid and flexible changeover sling for missile 444
ring laser gyroscope 242
robustness 268
rocket 245
rocket design 249
rocket dynamic test 246
rocket electrical equipment 246
rocket engine combustion efficiency 248
rocket engine combustion instability 247
rocket engine gas generator 247
rocket engine noise 248
rocket engine pressurization system 248
rocket flight theory 249
rocket manufacturing 251
rocket motor ignition device 247
rocket motor ignition energy 246
rocket nozzle material 249
rocket power supply system 249
rocket propellant 250
rocket ramjet engine 245
rocket stage transporter 249
rocket system 251
rocket test 250
rocket/missile transportation equipment 246
roll angle of missile/rocket 65
roll control 190
rolling moment of missile/rocket 65
rolling motion of missile 62
roll-up solar array 285
rotary phased arrays 502
rudder control surface 124

S band 394
S-300 air defense missile family 394
S-400 air defense missile system 394
safety and arming device 2
safety corridor 2
safety margin 3
safety operating pressure 2
safety self-destruction system 3
Sagnac effect 395
SAMP/T surface-to-air missile system 334
sand-and-dust test 398
Sandia inertial terrain-aided navigation (SITAN) system 406
sandwich metal wire array 266
sandwich structure of missile/ spacecraft 62
satellite air traffic control (ATC) 471
satellite antenna 474
satellite borne solid state mass storage 498
satellite broadcasting and television relay 468
satellite communication earth station 474
satellite constellation 475
satellite data acquisition 473
satellite data collection system (DCS) 473
satellite design 472
satellite Doppler observation 467
satellite eclipse 473
satellite emergency position indicating radio beacon (SEPIRB) 471
satellite geodesic technique 465
satellite geodesy 465
satellite guidance 478
satellite imaging photograph 465
satellite laser ranging 470
satellite manufacturing 478
satellite mapping of marine map 469
satellite mass 478
satellite meteorology 472
satellite mobile communication 475
satellite monitoring of marine environment 469
satellite navigation 465
satellite navigation ground antenna 466
satellite navigation system parameter 466
satellite networking 479
satellite nuclear explosion detection 470
satellite oceanic observation system 469
satellite oceanic surveillance 469
satellite onboard computer 498
satellite optical observation 468
satellite payload 476
satellite platform 472
satellite ranging 465
satellite reconnaissance 477
satellite recovery system 470
satellite remote sensing of ocean 470
satellite search and rescue 471
satellite system 474
satellite technology 471
satellite test 473
satellite-guided missile 478
satellite-rocket separation 496
satellite-rocket separation system test on ground 496
satellite-satellite tracking technology 467
Saturn exploration 447
Saturn probe 447

scanning imaging 397
scanning radiometer 397
scanning width 397
scarfed nozzle 493
scattering center 397
scene matching system 280
scientific satellite 295
sea ice monitoring by satellite 468
sea level specific impulse 197
sea level thrust 197
sea surface temperature 197
sea-launched cruise missile (SLCM) 197
sealed module 340
sealed structure of spacecraft 215
sealing material 340
sealing structure of missile/ spacecraft 63
search, rescue and recovery 423
second cosmic velocity 99
secondary combustion 126
secondary electrical power supply 125
secondary injection 125
sector structure 398
seeker acquisition sensitivity 84
seeker memory tracking 83
seeker random error 84
seeker servo system 84
seeker stabilizing loop 84
seeker system error 84
seeker tracking loop 83
seeker tracking sensitivity 83
segmented grain loading 155
segmented solid rocket motor 155
selecting polarization antijamming 263
self-destruction device 575
self-impinging injector element 575
self-lubrication degrinding seal material 577
self-measurement of flight trajectory 151
self-restriction moulding 578
semiactive homing guidance 7
semi-armor-piercing warhead 5
semiballistic reentry 6
semiballistic return 6
semiclosed loop life support system 5
semiconductor sensor 6
semihard magnetic alloy 7
semi-major axis of orbit 187
semiregenerative life support system 7
semitrailer dynamic liquid synchronous steering system 6
semitrailer hydraulic steering axle 6
semi-trailer-type missile launcher 7
sensitivity control by time 410
sensor pointing direction 507
sensory conflict hypothesis 164
separation connector 155
serial communication 35
serial data bus 35
serial launch vehicle 486
series system 35
series-parallel system 34
servo system for launcher 135
servo system for launcher 135
servomechanism 423
servosystem 423
set gate of angle antijamming technique 401
shaped beam reflector antenna 162
shaped-charge fragmentation warhead 285
shear separation connector 268
shield coating 361
shielded cable 361
shipboard launch 269
shipborne infrared search/track system (IRSTS) 269
shipborne laser weapon for anti-missile 269
shipborne missile C³I system 269
ship-to-air missile 268
ship-to-ship missile 268
shock environment test for spacecraft 210
shock test 31
shore-to-ship missile 3
short range ground-to-ground missile 277
shunt vehicle 570
shutdown velocity 182
side tone 22
signal-to-noise ratio of satellite communication 474
signature extraction 437
silicate paint 418
silicon solar array 187
silicon-on-insulator (SOI) integrated circuit 286
silicon-on-insulator (SOI) technology 395
silo mode launch 280
silo-launched strategic missile 98
simulated flight training 341
simulated launch 341
simulated test device for space medicine 226
simulation algorithm 148
simulation based acquisition (SBA) 257
simulation computer 148
simulation language 148
simulation modeling 148
simulation software 148
single error correction/double error detecting (SEC/DED) technology 283
single event effects (SEE) 47
single event latch-up 47
single event phenomena 46
single event upset 46
single point failure 46
single satellite positioning system 48
single shot hit probability of missile 57
single-arm missile launcher 47
single-chamber multi-thrust rocket motor 47
single-stage rocket 46
skin antenna 340
Skylab 439
slender body theory 488
slope angle of trajectory 51
slow burning propellant 242
small and special electric machine 462
smallsat 493
smart focal plane array (FPA) 332
smoke sensor 165
smokeless propellant/reduced smoke propellant 484
sneak circuit analysis 371
soft landing 393
soft lethal warhead 393
soft magnetic alloy 392
software configuration management (SCM) 393
software process assessment 392
solar activity 431
solar array deployment mechanism 428
solar array drive assembly (SADA) 427
solar array holddown and release mechanism 428
solar array/battery power system 428
solar cosmic ray 432
solar dynamic power 429
solar electromagnetic radiation 428
solar energy rocket 431
solar flare 432
solar gamma ray burst 429
solar magnetic field 427
solar proton event 432
solar radio burst 429
solar spectrum 430
solar thermal rocket engine 431

solar wind 429
solarizing test 429
solar-terrestrial relationship 388
solid amino resin 175
solid fuel ramjet engine 178
solid motor combustion chamber 177
solid motor insulation 176
solid motor liner 176
solid motor propellant load 130
solid propellant casting 180
solid propellant combustion 180
solid propellant gas generator 180
solid propellant missile 179
solid propellant rocket 179
solid propellant rocket motor 179
solid propellant rocket ramjet engine 177
solid rocket booster 178
solid rocket propellant 177
solid rocket-liquid ramjet combined engine 178
solid state relay 178
solid state time relay 180
solidification of un-mixing alloy 350
solidification principle 175
solid-state phased array antenna 176
solid-state power amplifier (SSPA) 176
solid-state secondary power supply 176
solid-state storage 175
solid-state transmitter/receiver module 176
sounding rocket 434
south Atlantic magnetic anomaly 350
Soyuz series launch vehicle 331
space 298
space 426
space adaptation syndrome 222
space and missile tracking system (SMTS) 303
space application 314
space astronomy 311
space biological experiment 309
space biotechnology 309
space cold and black environment 308
space command and control center 231
space communication 312
space computer 307
space crew 201
space crystal growth 307
space debris 310
space debris model 310
space defense 300
space development strategy 202
space discharging 301
space drinking water 227
space drugs 226
space electric field 299
space electromagnetic radiation 300
space electronic reconnaissance 201
space endocrinology 208
space environment alarm 304
space environment biology 305
space environment effects 306
space environment engineering 304
space environment exploration 306
space environment forecasting 306
space environment forecasting model 306
space environment forecasting system 306
space environment information database 306
space environment model 305
space environment monitoring network 304
space environment science 304
space environment simulation test 305
space environment simulator 304
space environment training 206
space environmental medicine 206
space ergonomics 205
space experiment 309
space exploration 311
space food 222
space geology 299
space-ground communication 438
space-ground interface compatibility test 437
space heat flux 312
space high and far position 303
space high-energy charged particle 303
space hygiene 223
space immunology 208
space induced breeding 315
space induced electric field 302
space industry 205
space industry policy 201
space industry standards 206
space insurance 200
space launch market 202
space launch site 202
space launch vehicle 231
space law 300
space life-science 309
space magnetic field 299
space medicine 226
space medico-engineering 226
space microgravity experiment 312
space mission 221
space motion sickness 230
space neurobiology 309
space neuroscience 308
space observation 303
space oceanography 303
space oxygen generation 316
space pathology 200
space pharmacology and pharmacy 226
space photogrammetry 221
space photogrammetry system 222
space photography 221
space physical effect under microgravity condition 312
space physics 314
space physics exploration 313
space physics exploration satellite 314
space physiology 222
space plasma 299
space plasma instability 299
space plasma wave 299
space probe 311
space processing 316
space production 309
space project software engineering 224
space project software testing 224
space psychological stress 223
space psychology 223
space radiation 301
space radiation damage effect 302
space radiation dosimetry 302
space radiation effect 302
space radiation induced single particle event effect 301
space radiation protection 302
space reconnaissance for strategic missile forces 543
space reflection prism 300
space remote sensing ground coverage 225
space remote sensor 225
space robot 426
space robotic technology 306
space sextant 308
space shuttle 203
space shuttle booster 338
space shuttle main engine (SSME) 338
space shuttle orbiter 203
space shuttle orbiter return 204
space sleeping-bag 310
space station 315
space station service module 316
space suit pressure schedule 204
space suit test chamber 204
space surveillance and tracking system (SSTS) 438
space system 223

space system engineering 223
space target 308
space target radiation characteristics 308
space technology 207
space technology 307
space technology and industry development plan 208
space telemetry equipment 225
space telescope 426
space toxicology 202
space trajectory 299
space transportation 230
space transportation system 230
space vacuum 316
space walk 314
space war 427
space war environment 427
space warfare 441
space weapon 313
space weather 311
space-based high-energy laser system ... 438
space-based infrared system (SBIRS) 438
space-based laser weapon system 438
space-based space environment monitoring system 304
space-based weapon 439
space-based weapon platform 439
spacecraft 208
spacecraft acoustic environment test 217
spacecraft adapter 217
spacecraft antenna 218
spacecraft assembly and test building 150
spacecraft assembly and test building 219
spacecraft attitude determination 220
spacecraft attitude sensor 220
spacecraft cabin environment simulation chamber 150
spacecraft configuration 212
spacecraft control actuator 215
spacecraft control system 214
spacecraft control system simulation 214
spacecraft discharging 211
spacecraft entry technique 213
spacecraft libration 218
spacecraft mechanism 213
spacecraft multimission module 212
spacecraft navigation 210
spacecraft nutation 219
spacecraft observation on the sun 310
spacecraft operation environment 211
spacecraft orbit control 212
spacecraft payload 219
spacecraft power system 210
spacecraft recovery system 212
spacecraft reliability 214
spacecraft reliability test 214
spacecraft returning technology 211
spacecraft semi-monocoque structure 209
spacecraft structural material 213
spacecraft structure 213
spacecraft surface charging 209
spacecraft surface charging and discharging simulation test 209
spacecraft system configuration design 220
spacecraft temperature 218
spacecraft thermal cycling test 217
spacecraft transporter 219
spacecraft vibration environment test 219
spacecraft wake 218
spaceflight 199
spaceflight 522
spaceflight environment 301
spaceflight simulator 204
space-grade silicone resin 307
space-ground communication 438
spatial disorientation 300
spatial orientation training 300
spatial resolution 301
spatial resolution of infrared seeker 236
special function selection 436
specific impulse 10
spectral characteristic 184
spectral resolution 184
spectral resolution 361
spectrometer 184
speed shutdown 424
speed-biased zero-momentum control 553
spin axis pointing control 578
spin rate 577
spin stabilization technology 577
spin stabilized satellite 578
spin-up 363
splashdown 269
spontaneous combustion 576
spontaneous ignition 576
spontaneous ignition temperature 576
spot beam 100
spread spectrum technique of radio fuse 484
stabilized launch platform 134
stabilizing skirt 480
stage and substage 261
stage separation 261
standard frequency system 14
standard trajectory 14
star ephemeris 497
star scanner 497
star sensor 497
star tracker 495
Star War program/Strategic Defense initiative (SDI) 497
staring detector 352
staring imaging 352
staring imaging technique of satellite 471
static drift error of gyroscope 453
static electricity sensitivity 280
static liquid limiting pressure compensator 282
static load 282
static power of AC-AC converter 282
static test 281
stationary plasma engine 281
stealth technology 517
steering equation 82
steering system 22
stellar camera 234
stellar guidance 495
Stirling refrigerator 423
storable propellant 297
storable propellant rocket engine 297
storage test 569
store-and-forward 40
strapdown inertial guidance system 275
strapdown seeker 275
strap-on booster 323
strap-on launch vehicle 322
strategic communication satellite 544
strategic missile defense 544
strategic missile with multiple independently-targeted reentry vehicle (MIRV) 154
strategic reconnaissance mission 544
strategic target 544
stratosphere 360
stretched digital cloud image 416
stringer section 234
strip camera 231
structural analysis of missile/ spacecraft 62
structural stability of missile/ spacecraft 63
structural stiffness of missile/ spacecraft 63

structural strength of missile/ spacecraft ... 63
subcooler ... 194
sub-imaging ... 505
sublimation type ablative material ... 403
submarine-to-ground missile underwater telemetry ... 370
submarine-to-ground strategic missile ... 370
submarine-to-ship missile ... 371
submerged nozzle ... 371
submunition dispenser ... 573
subsatellite point ... 497
subsonic flow ... 505
subsonic missile ... 505
subsynchronous whirl of turbopump ... 481
subsystem ... 155
subsystem of rocket ... 249
subsystem of satellite ... 467
subsystem test ... 155
sudden ionospheric disturbance ... 107
sun illumination radiation ... 430
sun interference ... 430
sun sensor ... 431
sunspot ... 430
sunspot magnetic field ... 233
sun-synchronous orbit ... 432
sun-synchronous satellite ... 432
super vacuum connector ... 170
superconducting magnetic energy storage technology ... 27
super-low temperature thermal insulation material ... 403
supermicrocomputer ... 28
supersonic combustion ramjet (SCRJ) ... 28
supersonic flow ... 27
supersonic missile ... 27
supporting trailer ... 554
surface active agent ... 14
surface erosion ... 14
surface radiation characteristics ... 14
surge ... 105
surveillance (search) radar ... 267
surveillance and command vehicle ... 424
survey map ... 22
surveying and charting out of borderline ... 282
surveying camera ... 24
survival food ... 283
swing by moon (or planet) trajectory ... 526
swing engine ... 4
swinging rod ... 4
swirl injector element ... 328
switch-on to switch-on drift ... 565
synchro ... 579
synoptic scale cloud system ... 439
system combined training ... 487
system integration and test ... 488
system on a chip and multi chips module ... 488
system reliability ... 488
system simulation ... 487
system test program ... 487

tactical air defense laser weapon ... 546
tactical applying simulation ... 547
tactical communication satellite ... 547
tactical high-energy laser weapon ... 546
tactical missile ... 546
tactical target ... 547
tail control configuration ... 464
tailpipe nozzle ... 25
take-off driven generator ... 368
take-off zero ... 363
tandem booster ... 35
tandem launch vehicle ... 35
tandem penetration submunition ... 126
tank ... 569
tank with a common bulkhead ... 173
target acquisition ... 345
target azimuth ... 344
target characteristics ... 346
target elevation angle ... 344
target heat radiation ... 346
target identification ... 346
target identification technology ... 346
target line of sight ... 346
target maneuverability ... 345
target model ... 345
target polarization characteristic and phase characteristic ... 345
target radiation characteristics ... 344
target scattering characteristics ... 346
target search ... 346
target signature control ... 347
target signature measurement ... 347
target simulator ... 345
target tracking ... 344
target vulnerability ... 347
technical site ... 265
technological policy for space industry ... 207
technology for frequency and time domain ... 360
technology test satellite ... 265
telemetry missile ... 506
telemetry signal receiving station ... 506
telemetry to spacecraft ... 218
telescopic initial volume chamber ... 297
television education by satellite ... 467
television guidance ... 109
television guided missile ... 109
television seeker ... 108
television tracking technique ... 108
temperature and humidity control subsystem ... 480
temperature and humidity profiles ... 480
temperature controlled system ... 8
temperature regulation system ... 480
temperature sensitivity of burning rate ... 383
temperature shock test ... 479
tempest computer ... 147
terminal booster ... 342
terminal guidance of interplanetary flight ... 496
terminal homing warhead ... 342
terminal velocity ... 342
terminal-phase interception ... 342
terrain contour matching guidance ... 98
terrain contour matching guidance system ... 98
terrain contour matching (TERCOM) technique ... 98
test and control vehicle ... 267
test fault coverage rate ... 24
test zone ... 24
tethered generator ... 487
tethered satellite ... 487
the longest interval of coverage ... 582
the whole structure section ... 552
Theatre High Altitude Area Defense (THAAD) system ... 545
theatre missile defense ... 544
Theatre Missile Defense (TMD) program ... 545
Thematic Mapper (TM) ... 567
theoretical specific impulse ... 329
theoretical trajectory ... 329
theory of launch vehicle motion ... 530
thermal and micro-meteoroid protection garment ... 385
thermal balancing test ... 386
thermal control by air convection ... 366
thermal control coating ... 386
thermal control for spacecraft ... 216
thermal control material ... 386
thermal control system for spacecraft ... 216
thermal control system with closed fluid loops ... 158
thermal design for spacecraft ... 216

thermal insulation material 171
thermal insulation tile 147
thermal protection shield 147
thermal protection structure 147
thermal radiator 385
thermal radiator connected to fluid loops 333
thermal radiator outside module 21
thermal stability 384
thermal vacuum chamber 387
thermal vacuum test 387
thermo-bialloy 387
thermoelectric integrated membrane evaporation system 385
thermo-physiological effects 479
thermoplastic propellant 387
thermosphere 384
third cosmic velocity 99
thixotropic propellant rocket engine ... 34
three-axis stabilization control technology 396
three-axis stabilized satellite 396
three-degree-of-freedom simulation platform used in control system field 320
three-dimensional reinforced composite 396
three-point method 395
throttle refrigerator 275
through oil-air suspension 35
thrust chamber 451
thrust coefficient 451
thrust deviation 450
thrust misalignment 450
thrust termination 451
thrust termination mechanism 452
thrust termination time 452
thrust time curve 450
thrust vector control of missile/ spacecraft 64
tilted launcher 374
time of launch preparation 136
time of perigee passage 194
time ranging navigation and positioning 409
time resolution 409
time shutdown 112
time space basis 410
time synchronism 410
time-lag fuse 183
time-synchronous information 410
timing accuracy 413
timing system 410
timing system 410
Titan series launch vehicle 41
tolerance analysis 390
total electron content 580
total impulse 580
total ionizing dose effect 301
toxicity of propellant 447
trace contaminant control assembly 462
track of subsatellite point 498
tracking aim launch 171
tracking and data relay satellite 172
tracking and data relay satellite system 172
tracking and orbit determination of spacecraft 211
tracking gate 171
tracking, telemetry and command coverage rate 23
tracking, telemetry and command of initial phase 363
tracking, telemetry and command of powered phase 566
tracking, telemetry and command plan 23
tracking, telemetry and command station along flight path 199
tracking, telemetry and command to spacecraft 209
track-on-jam technique 171
track-while-scan system 11
training simulator 503
trajectory curvature 51
trajectory in the horizontal plane 419
trajectory in the vertical plane 36
trajectory limit overload 50
trajectory measurement system 49
trajectory rectification method 50
transfer orbit 194
transfer orbit 570
transfer room 570
transition phase 193
transmitter 132
transmitter antijamming technology 132
transmitter feeder 132
transonic flow 320
transpiration cooling 131
transpiration material 130
transponder 517
transport vibration test in laboratory 412
transportation test 529
transverse storage servo-mechanism 235
traveling wave tube amplifier (TWTA) 498
Treaty between the United States of America and the Union of Soviet Socialist Republics on the Limitation of Anti-ballistic Missile Systems 338
Treaty between the United States of America and the Union of Soviet Socialist Republics on the Elimination of Their Intermediate Range and Shorter Range Missiles 339
triple modular redundancy (TMR) ... 395
tripropellant rocket engine 397
troposphere 117
truck mode launch 29
truss structure 234
Tsiolkovski formula 363
tuning fork linear vibration micro-silicon gyroscope 516
tunnel-based missile launching 297
turbo generator set 481
turbofan engine for missile 55
turbojet engine for missile 54
turbojet or turbofan engine missile 482
turbopump 480
turbo-ramjet engine 481
turbulence effect 447
twist polarization reflector antenna .. 263
two phase flow 331
two phase flow loss 332
two-body problem 126
two-dimensional optical imaging system 126
typical electromagnetic threat environment 100
typical trajectory 99

ultra low temperature of liquid hydrogen (oxygen) resistant connector 349
ultralong-range tracking radar 28
ultralong-range warning radar 28
ultraviolet astronomical observation 573
ultraviolet astronomy 573
ultraviolet attitude sensor 573
ultraviolet radiation test 573
umbilic connector 452
umbilical tower 363
umbrella-type lethality enhancer 397
under expansion 371
underground launching silo 97
underwater missile launching device .. 73
underwater separation connector 421

unguided rocket 483
unified tracking, telemetry and command system 444
uninterruptible power system (UPS) .. 16
unit test 48
United States space shuttle project ... 337
unlocking device 276
Unmanned Aerial Vehicle Boost Phase Interceptor (UAV BPI) 483
unmanned aerial vehicle for attack ... 173
unpowered phase 9
unsymmetrical dimethylhydrazine ... 358
untouched processing 483
up-link signal 399
upper atmosphere 165
upper atmosphere model 165
upper atmospheric physics 165
upper atmospheric wind shear 168
upper stage 399
upper stage engine 399
upper-tier interception 166
urine regenerative system 351

vacuum cold welding and dry friction test 548
vacuum specific impulse 548
vacuum thrust 548
variable speed constant frequency power system (VSCF) 12
variable structure control 12
variable thrust regulator 13
variable thrust rocket engine 12
vegetation index 555
vehicle body coordinate system 151
velocity accuracy 24
velocity at the beginning of control .. 363
velocity ratio 424
velocity tracking 424
velocity-pressure transducer 425
ventilation and liquid cooling garment .. 442
Venus exploration 276
Venus landing 276
Venus probe 276
verification, validation and accreditation (VV&A) 274
vernier engine 520
vernier rocket engine 462
vertical air-cushion transporter for spacecraft/fairing assembly 150
vertical assembly and test building 37
vertical landing 37
vertical launcher 36
vertical loading system 37
vertical packaging equipment for payload/fairing 521
vertical packaging equipment for spacecraft/fairing 150
vertical road transporter for satellite/ fairing 477
vertical road transporter for spacecraft ... 149
vertical road transporter for spacecraft/ fairing assembly 150
vertical take-off single stage to orbit launch vehicle 37
vertical testing 36
very high speed integrated circuit hardware descriptive language (VHDL) 27
vestibular function test 369
vestibulo-autonomic reaction 369
vibrating gyroscope 549
vibrating string accelerometer 550
vibration and shock isolation 549
vibration test 549
vibrobeam accelerometer 550
virtual prototype of spacecraft 218
vis viva formula 245
viscose base carbon fiber 351
visible light detector 296
voltage booster 404
voltage regulator 480
VSAT data communication network 454
V-type clamp band 454
VXI bus 454
VXI test equipment 454

wafer scale integration (WSI) 525
warhead 57
warhead case 542
warhead charge 543
warhead dome 54
warhead explosive power 53
warhead fragment 542
warhead maneuver engine 53
warhead mass 542
warhead reentry 53
warm sparing 479
waste management system 153
waste water cycling and processing system 153
waste water processing and regeneration 153
waste water regenerative technology 422
watchdog timer 266
water chamber 420
water evaporator 550
water heater 419
water production rate 25
water quality monitor for manned spacecraft 539
water storage and supply subsystem 419
water storage tank 421
water supply pressure regulator 174
water tunnel test 418
water vapor image 420
wave-spectrum characteristics of satellite remote sensing objects 475
weather/proof housing for missile body 53
weaving carbon/carbon nozzle 11
Weibull distribution 459
weightlessness 407
weightlessness countermeasure 407
weightlessness simulation 407
weightlessness test aircraft 408
weightlessness walking training 408
wheeled armored launching vehicle 335
wide beam 322
wide Mach number range ramjet 322
wideband passive radar seeker 322
wind field 157
wind tunnel test 157
wind vector 157
wing-plane geometric characteristics 54
wire guided missile 520
working load 411
World Space Week 411

X band 486
X ray astronomical observation 486
X ray telescope 486

yaw angle of missile/rocket 66
yaw control 359
yawing moment of missile/rocket 66
yawing motion of missile 70

zenith/nadir 438
zero altitude escape test stand 332
zero-gravity convection 485
zinc-silver battery 494
zone melting 375

参 考 文 献

[1] 中国军事百科全书编审委员会编．中国军事百科全书：军事技术Ⅰ、Ⅱ．北京：军事科学出版社，1997．
[2] 中国大百科全书总编辑委员会《航空航天》编辑委员会编．中国大百科全书：航空航天．北京：中国大百科全书出版社，1985．
[3] Edited by Tom Margan. Jane's Space Directory. Fifteenth Edition，1999－2000．
[4] Edited by Tom Margan. Jane's Space Directory. Sixteenth Edition，2000－2001．
[5] 中国航天工业总公司《世界导弹大全》修订委员会编．世界导弹大全．北京：军事科学出版社，1998．
[6] 王丹阳主编．世界航天运载器大全．北京：宇航出版社，1993．
[7] 中国航天工业总公司《世界导弹与航天发动机大全》编辑委员会编．世界导弹与航天发动机大全．北京：军事科学出版社，1999．
[8] Phillips 2000 Satellite Industry Directory. Phillips Business Information INC.
[9] 中国国防科技信息中心编．最新国防科技词典．北京：解放军出版社，1993．
[10] 戚发轫主编．载人航天器技术．北京：国防工业出版社，1999．
[11] 李双庆主编．世界导弹与航天工业要览．北京：国防工业出版社，1995．
[12] 汪国林，李智黎主编．航天知识百科．北京：民族出版社，1999．
[13] Edited by Duncan Lennox. Jane's Strategic Weapon Systems. Issue Thirty-Two，2000．
[14] Edited by Duncan Lennox. Jane's Strategic Weapon Systems. Issue Thirty-Three，2000．
[15] Edited by Duncan Lennox. Jane's Air-Launched Weapons. Issue Thirty-Five，2000．
[16] Edited by Duncan Lennox. Jane's Air-Launched Weapons. Issue Thirty-Six，2000．
[17] 羌镠主编．导弹技术词典：导弹系统．北京：宇航出版社，1991．
[18] 王树声等主编．导弹技术词典：推进系统．北京：宇航出版社，1987．
[19] 高可人，于惠阶主编．导弹技术词典：自动控制与惯性制导．北京：宇航出版社，1984．
[20] 杨嘉墀主编．航天器轨道动力学与控制．北京：宇航出版社，1995．
[21] DIS Steering Committee 1994. The DIS Vision: A Map to the Future of Distributed Simulation，IST－SP－14－01．
[22] 卢嘉锡主编．高技术百科词典．福建：福建人民出版社，1994．
[23] 承文主编．国外巡航导弹技术研究与发展．北京：宇航出版社，1998．
[24] 中国空间科学学会编．空间科学词典．北京：科学出版社，1987．
[25] Steven J. Isakowitz. International Reference Guide to Space Launch Systems. AIAA，1991．
[26] 电子工业技术词典编辑委员会编．激光技术．北京：国防工业出版社，1997．
[27] 郭正编著．宇航复合材料．北京：宇航出版社，1999．
[28] 刘莉，喻秋利编．导弹结构分析与设计．北京：北京理工大学出版社，1999．
[29] 石书济主编．飞行器测控系统：看不见的领航员．北京：国防工业出版社，1998．
[30] 《兵器工业科学技术辞典》编辑委员会编．兵器工业科学技术辞典：火箭与导弹．北京：国防工业出版社，1991．
[31] A．达维纳主编．固体火箭推进技术．张德雄等编译．北京：宇航出版社，1997．
[32] 任思根主编．实验空气动力学．北京：宇航出版社，1996．
[33] 袁正光主编．现代科学技术知识辞典．北京：科学出版社，1994．
[34] 《俄罗斯武器装备概览》编辑委员会编．俄罗斯武器装备概览：第四卷：战略火箭军武器装备．北京：军事科学出版社，1996．
[35] 刘玉山，许创杰编著．雷达对抗及反对抗．北京：电子工业出版社，1996．
[36] 强祖基等．中国科学（D辑）．1998．第28卷，第6期．
[37] 王戎瑞．国外导弹预警卫星的发展．激光与红外．1998．
[38] Space Systems Forecast. Forecast International/DMS，1999．
[39] Space Systems Forecast. Forecast International/DMS，2000．
[40] Missile Forecast. Forecast International/DMS，1999．
[41] Missile Forecast. Forecast International/DMS，2000．
[42] 褚桂柏主编．空间飞行器设计．北京：航空工业出版社，1996．

[43] 周惠久主编．新材料词典．上海：上海科学技术文献出版社，1996.
[44] 张汝果，魏金河主编．航天医学基础．北京：科学技术出版社，1997.
[45] 陆廷孝，郑鹏洲主编．可靠性、维修性、保障性丛书(2)：可靠性设计与分析．北京：国防工业出版社，1995.
[46] 张有济主编．战术导弹飞行力学设计（上)、(下)．北京：宇航出版社，1996.
[47] 候世明主编．导弹与航天丛书／固体弹道导弹系列．北京：宇航出版社，1996.
[48] 赵承庆，姜毅编著．火箭导弹武器系统概论．北京：北京理工大学出版社，1996.
[49] 都亨，叶宗海主编．低轨道航天器空间环境手册．北京：国防工业出版社，1996.
[50] 《高新技术材料要览》编辑委员会编．高新技术材料要览．北京：中国科学技术出版社，1996.
[51] 中国大百科全书总编辑委员会编．中国大百科全书（简明版)．北京 上海：中国大百科全书出版社，1995.
[52] Mai Craig Deyerle. USAF Advanced Infrared Missile Counter-countermeasures. Journal of Electronic Defense, January 1994.
[53] 《材料科学技术百科全书》编辑委员会编．材料科学技术百科全书．北京 上海：中国大百科全书出版社，1995.
[54] 《防空导弹系列》编辑委员会编．导弹与航天丛书／防空导弹系列：防空导弹总体设计．北京：宇航出版社，1995.
[55] 陈怀瑾主编．导弹与航天丛书／防空导弹系列：防空导弹武器系统总体设计和试验．北京：宇航出版社，1995.
[56] H.U.瓦尔特主编．空间流体科学与空间材料科学．葛培文，王景涛等译．北京：中国科学技术出版社，1991.
[57] Willey J. Larson, James R. Wertz. Space Mission Analysis and Design. Second Edition. Netherland Kluwer Academic Publisher，1998.
[58] A.费利那，F.A.斯塔德．雷达数据处理，第二卷．北京：国防工业出版社，1992.
[59] Alfonso Farina. Antenna-based Signal Processing Techniques for Radar Systems. Massachusetts：Artech House，1992.
[60] 巴顿著．雷达评估手册．文永杰译．1992.
[61] 张福学主编．英汉传感器辞典．北京：电子工业出版社，1994.
[62] Moroxzov V. G. International Conference. Problems Relate to the Global Protection System from Ballistic Missiles. 1993 Proceeding, Moscow.
[63] 黄培康主编．导弹与航天丛书／防空导弹系列：雷达目标特征信号．北京：宇航出版社，1993.
[64] 王大珩，潘厚仁主编．天空・地球・人类．南宁：广西科学技术出版社，1993.
[65] 周载学主编．导弹与航天丛书/液体弹道导弹与运载火箭系列：发射技术(上)、(中)、(下)．北京：宇航出版社，1993.
[66] 师昌绪主编．材料大词典．北京：化学工业出版社，1994.
[67] 王希季，李大耀编著．空间技术．上海：上海科学技术出版社，1994.
[68] 王希季主编．航天器进入与返回技术．北京：宇航出版社，1991.
[69] 国家技术监督局标准技术审查部：电工、电子和信息技术国家标准术语辞典．北京：科学技术出版社，1992.
[70] 郝祖全主编．导弹与航天丛书／防空导弹系列：防空导弹无线电指令制导设备．北京：宇航出版社，1991.
[71] 闵桂荣主编．导弹与航天丛书／卫星工程系列：卫星热控制技术．北京：宇航出版社，1991.
[72] 柯受全主编．导弹与航天丛书／卫星工程系列：卫星环境工程和模拟试验．北京：宇航出版社，1993.
[73] Preliminary Study of Attitude Measurement and Control Requirements for Earth Resource Satellites. LN78−28154.
[74] 中国大百科全书总编辑委员会《自动控制与系统工程》编辑委员会编．中国大百科全书：自动控制与系统工程．北京：中国大百科全书出版社，1991.
[75] 杨家瑞主编．导弹技术词典：电源与机电组件（上)、(下)．北京：宇航出版社，1990.
[76] 陆史光主编．导弹与航天丛书／飞航导弹系列：飞航导弹总体设计．北京：宇航出版社，1991.
[77] 陈述彭主编．遥感大辞典．北京：科学出版社，1990.
[78] 吴有亮，方再根主编．导弹技术词典：制导站．北京：宇航出版社，1989.
[79] 梁棠文主编．导弹技术词典：寻的制导与遥控制导的弹上装置．北京：宇航出版社，1989.
[80] 龙乐豪主编．导弹与航天丛书／液体弹道导弹与运载火箭系列：总体设计．北京：宇航出版社，1989.
[81] 李邦复主编．导弹与航天丛书／液体弹道导弹与运载火箭系列：遥测系统（上)、(下)．北京：宇航出版社，1987.
[82] 徐延万主编．导弹与航天丛书／液体弹道导弹与运载火箭系列：控制系统．北京：宇航出版社，1989.
[83] 《防空导弹系列》编辑委员会编．导弹与航天丛书／防空导弹系列：防空导弹武器系统电子对抗技术．北京：宇航出版社，1987.
[84] The Infrared & Electron-optical Systems Handbook, Vol. 5, Passive Electron-optical Systems.
[85] 陈国兴主编．导弹技术词典：仿真计算与测试．北京：宇航出版社，1987.
[86] 蒋浩征，俞明义主编．导弹技术词典：战斗部．北京：宇航出版社，1986.
[87] 中国医学百科全书《航空航天医学》编辑委员会编．中国医学百科全书：航空航天医学．上海：上海科技出版社，1985.
[88] 高思秘主编．液体推进剂．北京：宇航出版社，1989.

后 记

《国防科技名词大典》是在国防科学技术工业委员会的领导下，由科技与质量司具体组织编撰的大型国防科技工具书。航天卷作为这部辞书的组成部分，收录了航天科技名词术语近3000条，彩色图表近1000幅，约186万字。

航天卷按专业内容分为15大类。根据这部辞书的总体框架，经过统一协调，制造工艺技术类词条归于综合卷中，引信类词条归于兵器卷中，本卷不再单列。根据总编委会提出的“求新、求精、优质、高效”的编撰要求，我们聘请了包括两院院士在内的300余位专家参加本卷的撰写和审订工作。本卷编委会召开了多次专家审稿会，对词条进行了严格的审查和修改，最后由总编委会审核定稿。在编撰、审改过程中，专家们参阅了大量的国内外文献和众多的工具书，并结合我国的科技研究与实践，力求在吸取前人经验的基础上，有所创新，达到标准化、规范化的目的，进而对航天科学技术的发展有所帮助，有所促进。

本卷的绝大多数词条是新撰写的；有少部分词条是在已有参考释文的基础上，根据航天科学技术的新发展进行了适当的修订；还有少量词条，由于原有释文(图表)符合本书的编撰要求，本卷进行了适当的引用。对于这些词条的作者，我们一并表示感谢。

集当代众多高新技术于一体的航天科学技术，发展迅速，新概念、新技术、新产品不断涌现，我们将对新的航天科技名词术语及时进行汇总、归纳、积累，希望广大读者提出宝贵的意见和建议。

《国防科技名词大典》

航天卷编委会

2001年12月

[General Information]
SS号=10878357